

**T.C.**  
**GEBZE YÜKSEK TEKNOLOJİ ENSTİTÜSÜ**  
**MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ**  
**ENSTİTÜSÜ**

**TAHRİK KONTROLLÜ UÇAN KANAT**  
**KAVRAMSAL TASARIMI**

**İLKER DEMİR**  
**YÜKSEK LİSANS TEZİ**  
**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

**GEBZE**

**2009**

**T.C.**  
**GEBZE YÜKSEK TEKNOLOJİ ENSTİTÜSÜ**  
**MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ**  
**ENSTİTÜSÜ**

**TAHRİK KONTROLLÜ UÇAN KANAT**  
**KAVRAMSAL TASARIMI**

**İLKER DEMİR**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

**DANIŞMANI**

**YRD.DOÇ.DR.İLYAS KANDEMİR**

**GEBZE**

**2009**

## ÖZET

**Tezin Başlığı:** Tahrik Kontrollü Uçan Kanat Kavramsal Tasarımı

**Yazar Adı:** İlker DEMİR

Hazırlanan bu tez itki yönlendirmesi üzerine bilime katkıda bulunma amacını taşımaktadır. Bu çalışmada klasik uçaklardaki kontrol yüzeyleri bertaraf edilerek bunların görevi motorlar üzerine yüklenmiştir. İki kanattaki iki motorun performansları değiştirilerek uçağın kontrolünün sağlanması amaçlanmıştır. Bu iş uçan kanat üzerinde yapılarak durum bir kat daha zorlaştırılmıştır. İtke kontrolü ile uçabilen bir uçan kanat tasarlanıp performans analizi yapılmıştır.

## SUMMARY

**Title:** Conceptual Design of Thrust-Control Flying Wing

**Author:** İlker DEMİR

The aim of the thesis is to help some sort on thrust vectoring. In the study, control surfaces on the airplanes are canceled and the mission of these surfaces are sent on the engines. By changing the performance of the two electric engine on two wing, control of the airplane is aimed. Flying wing model is used for airplane type and the situation get harder. A flying wing with thrust control is designed and its performance is analysed.

## TEŐEKKÖR

Tezimin hazırlanmasında bana her türlü konuda destek olan, anlayış ve yol gösteren ve yüksek lisans eğitimin boyunca üzerimde büyük emeği olan Sayın Hocam Yrd. Doç. Dr. İlyas KANDEMİR'e ve değerli yardımlarını esirgemeyen Sayın Araştırma Görevlisi Alaattin Metin KAYA ve arkadaşlarım Ayşe YILDIZ, Sinan ŐENTÖRK ve beni büyüten, yetiştiren, her zaman yanımda ve destek olan sevgili aileme katkılarından dolayı teşekkürlerimi bildiririm.

İlker DEMİR

# İÇİNDEKİLER DİZİNİ

## Sayfa

ÖZET	i
SUMMARY	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	v
TABLolar DİZİNİ	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR	vii
1.GİRİŞ	10
2.TAHRİK KONTROLLÜ UÇAK TASARIMI	13
2.1. Tahrik Kontrollü Uçak Tasarımı Üzerine Yapılan Araştırmalar	13
2.2.Uçak Tasarımı	14
2.2.1.Kavramsal Tasarım	15
2.2.1.1.Görev Profili	17
2.2.1.1.1 Kalkış Ağırlığı Tahmini	18
2.2.1.1.2 L/D Taşıma Kuvveti/Sürüklenme Kuvveti Oranı Saptaması	18
2.2.2.Kanat Profili ve Kanat Geometrisi Tayini	20
2.2.2.1.Taşıma Kuvveti	21
2.2.2.2.Kanat Profili Tayini	22
2.2.2.3. Kanat Tasarımında Diğer Hususlar	25
2.2.3.İtke Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme	26
2.2.3.1.Stall Hızı	28
2.2.3.2.İniş-Kalkış Mesafeleri	28
2.2.3.3.Seyir için Kanat Yükleme	28
2.2.4.Başlangıç Ebatlandırması	29
2.2.4.1.Motor Boyutlandırması	31
2.2.5.İniş Takımı ve Alt Sistemler	36
2.2.6.Aerodinamik, Kararlılık ve Kontrol	36
2.2.6.1.Viskoz Olmayan Sıkıştırılmaz Akış	37
2.2.6.1.1 Basınç Katsayısı	39
2.2.6.1.2 Sıkıştırılmaz Akış Şartı	39

2.2.6.1.3 Rotasyonel Olmayan Sıkıştırılmaz Akış Denklemlerinin Elde Edilmesi	40
2.2.6.1.3.1 Laplace Denklemi	40
2.2.6.1.4 Sıkıştırılmaz Rotasyonel Olmayan Akış İçin Sınır Şartları	41
2.2.6.1.4.1 Sonsuzluk Sınır Şartı	41
2.2.6.1.4.2 Duvar Sınır Şartı	42
2.2.6.1.5 Temel Akışlar	43
2.2.6.1.5.1 Uniform Akış	43
2.2.6.1.5.2 Kaynak Akışı	45
2.2.6.1.5.3 Dublet Akışı	47
2.2.6.1.5.4 Vorteks Akışı	47
2.2.6.2. Viskoz Akış	49
2.2.6.2.1. Newton Teoremi	49
2.2.6.3. Sıkıştırılmaz Akış İçin Navier-Stokes Çözümleri	50
2.2.6.4. Sıkıştırılmaz Akış İçin Navier-Stokes Denklemleri	51
2.2.6.5. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	52
2.2.6.6. Sınır Şartları	54
2.2.6.7. Analiz Sonuçları	55
3. SONUÇ	68
4. ÖNERİLER	69
KAYNAKLAR	70
ÖZGEÇMİŞ	72

# ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1 Şekil 1. Horten Uçan Kanat	16
2.2 Paoli Uçan Kanat	16
2.3 Bell Imel Uçan Kanat	16
2.4 Görev Profili	16
2.5 Klasik Kanat Profili	20
2.6 Uçak ve Kanat Profili Tipleri	20
2.7 Eppler 340 Kanat Profili Cl-Cd Diagramı	22
2.8 Eppler 340 Kanat Profili Cl-Alpha Açısı, Cd-Alpha Açısı Diagramı	23
2.9 Eppler 340 Kanat Profili Cl/Cd-Alpha Açısı, Cm-Alpha Açısı Diagramı	23
2.10 Refleksiyon Tipi Kanat Profili Kararlılığı	24
2. 11 Kanat Yükleme	27
2. 12 Tasarlanan Uçağın Projeksiyon Görüntüsü	30
2. 13 Tasarlanan Uçağın Önden Görüntüsü	30
2. 14 Kanat Yandan Görünüş ve Okaçısı	31
2.15 Elektrik Motoru ve Kontrolörü	32
2. 16 10 x 4,5 Pervane	32
2. 17 Li-İon Pil	34
2. 18 Motor Hız Kontrolörü	34
2. 19 Kanat Ucu Girdapları	35
2. 20 Motor Yardımıyla Kanat Ucu Girdaplarının Azaltılması	37
2. 21 Uniform Akış	43
2. 22 Kaynak Akışı	45
2. 23 Dublet Akışı	47
2. 24 Vorteks Akışı	47
2. 25 Vorteks Akışı ve Özellikleri	48
2. 26 UAV CFD Görüntüsü	53
2. 27 Ağ Modeli	55
2. 28 Klasik Uçak Seyir Uçuşu Kuvvetleri	56
2. 29 Motor Oturma Açısı	56
2. 30 Motor Oturma Açısı L/D Grafiği	57

2. 31 Motorlu Tasarım için Cl-Cd-Cm Katsayıları – Açı Grafiği	58
2. 32 Motorsuz Tasarım için Cl-Cd-Cm Katsayıları – Açı Grafiği	58
2. 33 Moment Katsayısı- Devir Farkı Grafiği	59
2. 34 Manevra Esnasında Etki Eden Kuvvetler	60
2. 35 Motor Devir Farkının Sapmaya Etkisi	60
2. 36 Motor Devir Farkının Yalpaya Etkisi	61
2. 37 Uçak Karşıdan Görünüş Basınç Dağılımı	61
2. 38 Uçak Karşıdan Görünüş Motor Hızası Basınç Dağılımı	62
2. 39 Uçak Karşıdan Görünüş Kanat Üstü Basınç Dağılımı	63
2. 40 Uçak Karşıdan Görünüş Basınç Dağılımı Vektör Görünümü	63
2. 41 Uçak Karşıdan Görünüş Hız Dağılımı Vektör Görünümü	64
2. 42 Profil Etrafı Hız Dağılımı	64
2. 43 Profil Etrafı Basınç Dağılımı	65
2. 44 Akım Çizgileri	66
2. 45 1000 rpm Devir Farkında Önden Basınç Dağılımı	66

# TABLÖLAR DİZİNİ

<b><u>Tablo</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
2.1 Paoli Uçan Kanat Özellikler	17
2.2 Kanat Tasarım Parametreleri	26
2.3 Elektrik Motoru Özellikleri	32

## SİMGELER VE KISALTMALAR

P	: Güç
M	: Moment
AR	: Kanat Açıklık Oranı
Ni-Cd	: Nikel Kadmiyum
W	: Ağırlık
W <sub>0</sub>	: Tam Donanımlı Uçak Ağırlığı Kalkış Durumu
W <sub>m</sub>	: Mürettebat Ağırlığı
W <sub>b</sub>	: Uçak Boş Ağırlığı
W <sub>y</sub>	: Uçak Yakıt ağırlığı
L	: Taşıma Kuvveti
D	: Taşıma Kuvveti
l	: 2-Boyutta Taşıma
d	: 2 Boyutta Sürüklenme
$\alpha$ (Alpha)	: Hücüm Açısı
q	: Dinamik Basınç
$\rho$	: Havanın Yoğunluğu
c <sub>l</sub>	: 2 Boyutta Taşıma Katsayısı
c <sub>d</sub>	: 2 Boyutta Sürüklenme Katsayısı
C <sub>L</sub>	: 3 Boyutta Taşıma Katsayısı
C <sub>D</sub>	: 3 Boyutta Sürüklenme Katsayısı
C <sub>M</sub>	: 3 Boyutta Moment Katsayısı
S	: Alan
V	: Hız
Re	: Reynold Sayısı
$\mu$	: Viskozite
m	: Kütle
g	: Yerçekimi
$\lambda$	: Kanat Sivrilme Oranı
T	: İtici Kuvveti
e	: Oswald Verimlilik Faktörü
l <sub><math>\mu</math></sub>	: Kanat Kararlılık Katsayısı

# 1.GİRİŞ

Yaklaşık bir asırdır devam eden insanoğlunun motorlu uçuş serüveni günümüzde de tüm hızıyla devam etmektedir. Özellikle II. Dünya Savaşı öncesinde ve esnasında Almanlar tarafından aerodinamik, uçuş mekaniği ve uçak tasarımı alanlarında yapılan araştırmalar sonucunda kaydedilen gelişmeler havacılığın birçok konudaki temelini oluşturmuştur. 2-Boyutlu, 3-Boyutlu akış teorileri, sıkıştırılabilir akış, uçan kanat, açılı kanat ve jet motoru teknolojileri bunlardan sadece birkaçıdır. Günümüzde kullanılan denklemler ve hesaplama teknikleri halen o zamandan kalan denklem ve tekniklerdir; gelişen hesaplama gücü farkı ile.

Horten tarafından II. Dünya savaşı öncesinde yepyeni bir uçak tasarlanmıştır. Aslında bir planör olan ve Horten kardeşlerin ismini taşıyan Horten I-II-III-IV-V-VI modelleri ilk uçan kanat örnekleridir. Bu uçaklarda gövde bulunmayıp yekpare kanattan oluşmaktadır [Monogram,1983]. Buradaki amaç gövdenin oluşturduğu sürüklenme kuvvetinden kurtulup her yeri ile taşıma kuvveti oluşturan bir uçak elde etmektir. Horten'dan sonra Northrop uçan kanat üzerine çalışmalarda bulunmuş ve kendi modelini tasarlamıştır. Klasik uçak tasarımındaki kolaylıklar ve sistematikleşme uçan kanat üzerine olan ilginin düşük seviye de kalmasına sebep olmuştur. Buna rağmen bu alandaki ilerlemeler durmamıştır. Şu an dünyanın en pahalı ve en teknolojik uçağı olan B2 bombardıman uçağına uçan kanat teknolojisi ile ulaşılmıştır.

Uçak teknolojisi ile birlikte motor teknolojisi de hızlı bir şekilde ilerlemiştir. Uçak tasarımında en önemli unsur minimum ağırlık maksimum taşıma kuvveti olduğundan motorlar daha küçük, daha hafif ve daha güçlü hale geldiler. İlk etapta dizel ve benzinli motorlar kullanıldı. Ancak belli bir itki değerinden sonra bu motorların boyutlarını o kadar çok artırmak gerekiyordu ki bu da araştırmacıları yeni teknolojiler üretmeye sevk etti. Jet motorunun keşfi ile bu sorun ortadan kalktı. Jet motoru ile oldukça büyük miktarlarda itki, küçük boyutlardaki motorlar ile elde edilebiliyordu. İnsanoğlu jet motoru sayesinde ses hızını aştı, yıllarca en hızlı hava araçlarını jet motorlarını kullanarak üretti, ta ki katı yakıt teknolojisi etkili ve kontrollü biçimde kullanılıncaya dek. Günümüzde ramjet ve scramjet

teknolojilerinde çalışmalar devam etmektedir. Amaç sesüstü hızlarda yanmayı gerçekleştirerek havacılık tarihinde yeni bir çağır açmaktır.

Uçak teknolojisi sadece bu sektörde çalışanları değil, uçmaya hevesli herkesi cezp etmiştir. Bu da insanları model uçaklarla uğraşmaya yöneltmiştir. Teoride model uçak ile büyük uçaklar arasında bir fark yoktur [Anderson, 1999]. Farkı oluşturan çalışma şartları ve uçağın tasarım amacından kaynaklanmaktadır. Model uçak tasarımcılarında yolcu güvenliği diye bir kavram olmadığından oldukça akrobatik uçaklar tasarlanabilmektedir. Model uçak tasarımları gelecek için ilham kaynağı oluşturmaktadır. Amerikan Havacılık Enstitüsü her sene model uçak tasarımcıları için yarışmalar düzenlemekte ödüller dağıtmaktadır [AIAA, 2008]. Her sene birbirinden ilginç ve farklı tasarım bu yarışmalarda ortaya çıkmakta ve araştırmacılara ilham kaynağı oluşturmaktadır.

Model uçak tasarımcıları için de her tür motor seçeneği mevcuttur. Jet motoruna kadar her tür motor ile model uçaklarını tasarlayabilmekte ve uçurabilmektedirler. Ancak jet motoru üretimi zor ve pahalı bir motordur. Bu bakımdan fosil yakıtlı ve elektrik motorlu uçaklar çok daha revaçtadır. Yeni başlayanlar için ise elektrik motorlarının güvenli, kolay bulunabilir, basit ve ucuz oluşu onları bir numaralı tercih sebebi haline getirmektedir..

Elektrik motorlu uçakların hemen hepsi pervaneli uçaklardır. Pervaneler küçük kanatçıklar olup itkinin oluşmasında en önemli unsurdur [Anderson ve ark., 2001]. Pervane geometrisi de aerodinamik ve kanat teknolojilerinde ki gelişmelere paralel olarak ilerlemiştir. Günümüzde model uçak tasarımcıları için istenen performans değerlerine bağlı olarak belli pervane seçenekleri sunulmaktadır.

Uçağın kontrolü ve kararlılığı en önemli dizayn unsurlarından biridir. Klasik uçaklarda kontrol ve kararlılık için hesaplamalar sistematikleşmiştir. Klasik uçaklarda kullanılan dümen, aileron, ve elevatör istenen kararlılıkta uçakları elde etmemizi sağlar. Uçağın kararlılığından kasıt, uçağın hareketine verilen bozuntuda uçağın eski haline dönme potansiyelidir. Günümüz yolcu uçaklarında bu istenen bir şey olmakla beraber savaş uçaklarında az kararlı tasarımlar tercih edilmektedir [Fielding, 1999]. Uçan kanatlarda ise dümen ve aileron tek bir yüzeyde birleştirilmekte, elevatörden istenen yatay kararlılık ise kanat profili ile aşılmaktadır.

Kontrol yüzeyleri uçağın sağlıklı biçimde uçmasını sağlayan en önemli unsurlardır. Kontrol yüzeyleri arızalanan bir uçak kontrol dışı kalır ve düşmeye mahkumdur. American Airlines Uçuş 96 (1972) ve DHL Bağdat Uçuşu (2003) iki yegane bilinen yere iniş yapılabilen uçuşlardır. Bu uçuşlarda uçakların kontrol sistemleri devre dışı kalmıştır. Pilotların maharetleri uçakların yere sağ salim inmelerini sağlamıştır [Wikipedia, 2008]. Benzer durumlara savaş uçaklarında da rastlanmaktadır ve NASA bu konuda önemli araştırmalarda bulunmaktadır [NASA Technical Memorandum, 1991].

Bu çalışmada kontrol yüzeylerinden yoksun, tahrik kontrollü bir uçan kanat tasarlanmaya çalışılmıştır. Uçak tasarımı belli bir sistematige oturmuştur ve yapılan çalışmada da bu sistematik uygulanmıştır. Ancak kontrol ve kararlılık bu uçağın tasarımında karşılaşılan en büyük sorun olup bu bölümde sistematik dışına çıkmıştır. Uçağın kararlılığı ve kontrolü elektronik teknolojisinden yararlanmadan aerodinamik olarak sağlanmaya çalışılmıştır. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yazılımı kullanılarak uçağın çeşitli durumlar için kararlılık ve performansı incelenerek optimum tasarım elde edilmeye çalışılmıştır. Tahrik kontrolü, iki kanadın ucuna yerleştirilmiş iki elektrik motorunun devrinin değiştirilmesi ile sağlanmaya çalışılmıştır.

## 2.TAHRİK KONTROLLÜ UÇAN KANAT KAVRAMSAL TASARIMI

### 2.1.Tahrik Kontrollü Uçak Tasarımı Üzerine Yapılan Araştırmalar

Havacılıkta da diğer sektörlerde ki gibi kilit unsur güvenlidir. Havacılık güvenliği uluslararası ve ulusal havacılık örgütleri tarafından sıkı şekilde denetlenir ve sağlanır. Her uçak uçuştan önce ve sonra titizlikle güvenlik kontrolünden geçer. Buna rağmen oldukça düşük oranlarda da olsa uçak kazalarının önüne geçilemez. Diğer sektörlerin aksine havacılıkta en ufak arıza dahi çok büyük sorunlara yol açabilir. Bu sorunların en önemlilerinden biri de hidrolik arızasıdır. Hidrolik arızalarına bağlı olarak kontrol kaybı meydana gelir. Kontrol yüzeylerinin kontrol dışına çıktığı durumlarda uçağın kurtulma şansı çok azdır. Ancak yine de mutlu sonla gerçekleşmiş birkaç olay araştırmacıları bu yönde çalışmaya sevk etmiştir.

*“Robust longitudinal axis flight control for an aircraft with thrust vectoring”* James M. Buffington, Andrew G. Sparks and Siva S.Banda tarafından 1994 yılında yapılan araştırmalarda F-18 savaş uçağının eksoz açıları değiştirilerek uçağın boyuna ekseninde ki kontrolü üzerine etkileri incelenmiştir. Yapılan çalışmalar sonucunda günümüz F-35 itki yönlendirmeli uçağına ulaşılmıştır. Uçakların itki gücü ile kontrolü üzerine en kapsamlı araştırma NASA tarafından yapılmıştır. *“Controlling Crippled Aircraft – With Throttles”* Burcham Frank, Fullerton Gordon tarafından NASA Dreyden Uçuş Araştırmaları Merkezinde yapılan araştırmalarda oldukça faydalı ve ilginç bilgilere ulaşılmıştır. Burada yapılan araştırma da birçoğu veya tamamı bozulmuş kontrol yüzeyleri ile uçurulan uçakların itki yönlendirmesi ile ne kadar kontrol edilebildiği üzerine çalışmalar yapılmıştır. B-720, B747, B-727, MD-11, C-402 gibi yolcu ve F-15 gibi savaş uçağı üzerinde pilotlu simülasyon uçuşları, Lear-24, Pa-30 ve F-15 ile de pilotlu deney uçuşları gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre tüm uçaklarda itki kontrolü ile belli bir süre kontrol sağlanmıştır. Bu kontrol çoğunlukla yükselerek ilerleme yapılan uçuşlarda kendini daha iyi göstermiştir. Pilotlu simülasyon uçuşları göstermiştir ki manual olarak itki kontrolü ile uçağı yere indirmek oldukça zordur [Burcham ve ark., 1991]. Ek kontrol

sistemlerinin eklenmesi ile büyük oranda iyileşmeler sağlanmış ve itki kontrolü ile tekrarlı inişler mümkün hale gelmiştir. Yine aynı araştırmaların sonucunda 1996 yılında “*Controlling Aircraft with Engine Thrust Only: Nonlinear Challenges*” isimli makale Lu Ping ve Burken John tarafından yayımlanmıştır. Bu çalışmada uçakların PCA kontrol sistemi yardımı ile itki kontrolünün ne kadar sağlanabildiği üzerine görüşler ve sonuçlar belirtilmiştir.

İtki kontrolü ile uçak kontrolü üzerine yapılan araştırmalar görüldüğü gibi oldukça kısıtlıdır ve kamuoyuyla paylaşılan bilgiler de yetersizdir. Bu durum bu tezin hazırlanmasına vesile olmuştur. Tezde baştan itibaren kontrol yüzeyi olmayan bir uçak tasarlanmaya çalışılmıştır. Bu uçağın kontrolü de iki kanat ucunda bulunan pervaneli motorlar sonucunda olacaktır. Motor devirleri ile oynanarak uçağın kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır.

## **2.2.Uçak Tasarımı**

Uçak tasarımı yaklaşık yüz yıldır profesyonelce gerçekleştirilen bu bağlamda oldukça büyük gelişmeler kaydedilmiş bir konudur. Uçak tasarımı üzerine birçok kitap yazılmış, programlar geliştirilmiştir. Günümüzde birçok ülke kendi uçağını kendi tasarlayıp üretebilmektedir. Uçak tasarımı ve imalatının bu kadar yaygınlaşması bir sistematiği ortaya koymuştur. Ortada bir bilgi havuzu oluşmuş ve bu havuzdaki bilgiler sonucunda birçok gereksinim istatistiksel açıdan sağlanmıştır. Mesela kanat profili seçimi için çok fazla araştırma yapmaya gerek kalmadan ihtiyaçlara uygun, performanslı profiller kolayca internet ve diğer kaynaklardan elde edilebilmektedir.

Eldeki bu bilgi birikimi ışığında uçak tasarımının şu aşamalardan geçtiği söylenebilir [Raymer, 2001].

- Kavramsal Tasarım
- Kanat Profili ve Kanat Geometrisi Tayini
- İtki Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme
- Başlangıç Boyutlandırması

- İniş Takımı ve Alt Sistemler
- Aerodinamik
- Kontrol ve Kararlılık

Tasarlanacak uçak taşıdığı yeni fikirler itibarı ile özel bir uçak olup aerodinamik, kontrol ve kararlılık konularının üzerinde özellikle durulması gerekmektedir. Bu bağlamda uçağın aerodinamiği ve kontrolü iç içe geçmiş olup beraber ele alınacaktır. Diğer hususlar belirtildiği gibi sistematik olup üzerinde fazla durulmayacaktır.

### **2.2.1. Kavramsal Tasarım**

Kavramsal Tasarım uçağın tasarımı için gerekli olan değerlerin belirlendiği kısımdır. Başlangıç tasarımı bölümü denebilir. Bu bölümde uçak boyu, motor tip vb. tasarım parametreleri kabaca belirlenir. Burada kullanılacak değerler başlangıç değerleri olup gerekli olan sonuç değerlerine ulaşılmasında yardımcı olur. Kavramsal Tasarımda da kullanılacak değerler için çoğu zaman istatistiksel ve tarihi verilerden yararlanılır. Bu çalışmadan önce bu tarz bir uçak tasarlandıysa onun verileri baz alınarak başlangıç değerleri oluşturulabilir. Ayrıca uçak tasarımı kitaplarında da istatistiksel veriler bulunmaktadır.

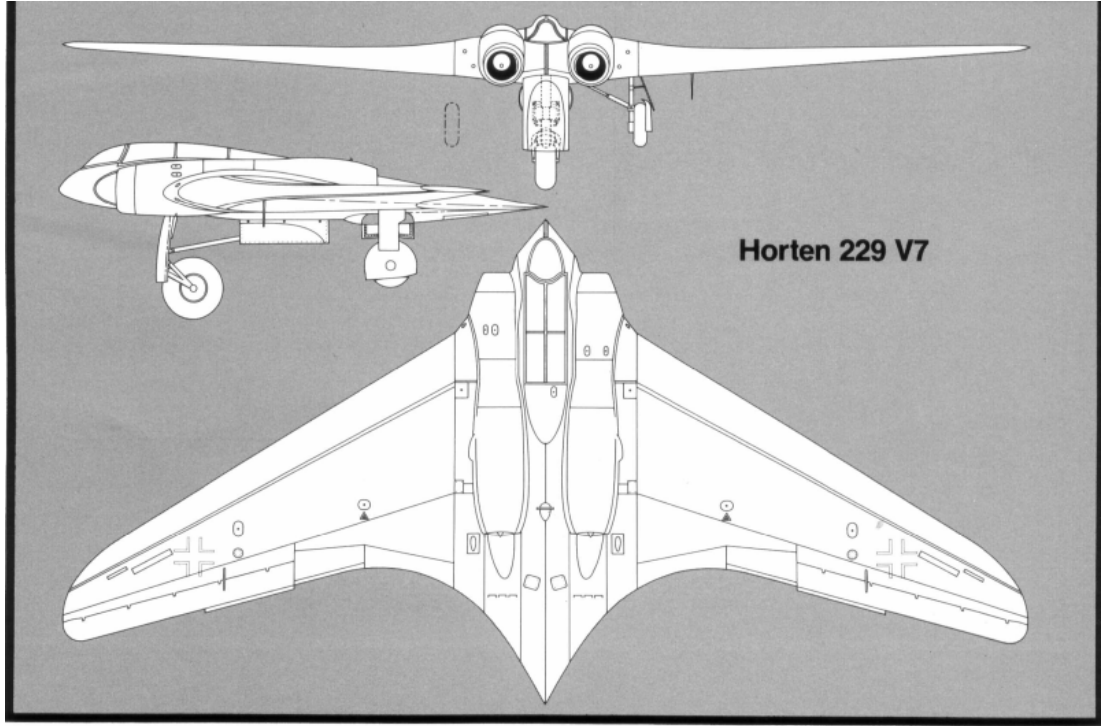
Tasarlanacak uçak çift motorlu bir uçan kanat olacaktır. Yararlanılabilecek çok fazla tasarım mevcut değildir. Bunlardan birkaçı;

Horten 229

Northrop Flying Wing N9M

Bell Imel

Paoli Flying Wing



Şekil 2.1 Horten Uçan Kanat [Nurflugel, 2008].



Şekil 2.2 Paoli [pagesperso,2008].



Şekil 2.3 Bell Imel [pagesperso,2008].

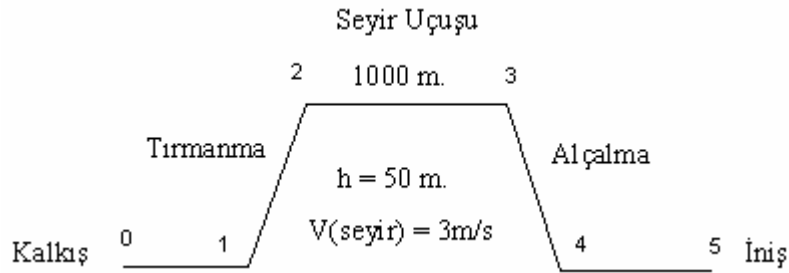
Bu uçakların hiçbiri tam anlamıyla ihtiyaçları karşılamamaktadır. Bu bakımdan her uçaktan gerekli verilerin alınması en doğru yöntem olacaktır.

Kanat Açıklığı	2650 (mm)
Kanat Alanı	62.3 (dm <sup>2</sup> )
Ağırlık	930 (g)
Veter Boyu	Kök : 310 (mm) Uç : 160 (mm)
Kanat Profili	"Paoli Special" 12%
Açıklık Oranı	11.3
Ok Açısı (Hücum Kenarında)	19° (yaklaşık 450 mm)
Kanat Yüklemesi	14.6 (g/dm <sup>2</sup> )

Tablo.2.1 Paoli Uçan Kanat Özellikler [pagesperso,2008].

### 2.2.1.1. Görev Profili

Görev profili uçağın bir iniş kalkışı arasında yaptığı eylemleri içeren çizelgedir.



Şekil 2.4. Görev Profili

Şekildeki görev profilinde uçağın kalkışı, tırmanması, alçalması ve inişi görülmektedir. Uçağın seyir mesafesi 1000m. olarak alınmıştır. Seyir yüksekliği

50m. olup seyir hızı 3m/s'dir. Uçak elektrik motorlu olup enerjisi Li-Ion pillerden sağlanacaktır.

### 2.2.1.1.1. Kalkış Ağırlığı Tahmini

Dizayn Kalkış ham ağırlığı uçağın göreve başlarken ki ağırlığıdır. Uçak ham ağırlığı personel ağırlığı, yakıt ağırlığı, yük ağırlığı ve boş ağırlık olarak bölünebilir. Ham ağırlık bu dört parçanın toplanması ile elde edilir [Raymer, 2001]. Yapılan tasarım çalışması için yük, yolcu veya personel ağırlığı diye bir durum söz konusu değildir. Yakıt ağırlığı fosil yakıtlı uçuşlar için oldukça önemli olmakla beraber bu tasarım çalışmasındaki gibi bir modelde pil kullanılacağı için ve pilin ağırlığında zamanla kayıp olmayacağı için pek bir anlam ifade etmemektedir.

$$W_0 = \frac{W_m + W_p}{1 - (W_y / W_0) - (W_b / W_0)} \quad (1)$$

$(W_b / W_0)$  ifadesi boş ağırlık kesri olarak adlandırılır ve klasik uçaklarda ağırlık hesabında önemli bir parametredir. İteratif olarak (1) denklemi kullanılarak ham ağırlık bulunur. Ancak yapılan tasarım çalışmasındaki gibi model uçaklarda bu oran 1'e çok yakındır. Paolinin tasarladığı uçan kanat referans alınırsa uçağın ham ağırlığının yaklaşık 0,5 kg olacağını söylenebilir. Tabi bu kaba bir tahmin olup ileriki bölümlerde yapılacak hesaplardan sonra kesin ağırlık değerine ulaşılabacaktır.

### 2.2.1.1.2. L/D Taşıma Kuvveti/Sürüklenme Kuvveti Oranı Saptaması

Taşıma Kuvveti/Sürüklenme Kuvveti Oranı tasarımın genel aerodinamik verimliliğinin göstergesidir. Sesaltı hızlarda L/D oranını etkileyen en önemli unsurlar kanat açıklığı ve kanat ıslak alanıdır [McCormik ve ark., 1994]. Seyir uçuşunda taşıma kuvveti uçak ağırlığına eşit olduğundan L/D tayininde önemli olan parametre sürüklenme kuvveti olarak ortaya çıkar. Sürüklenme kuvveti indüklenmiş ve parazit sürüklenme kuvvetleri olarak ikiye ayrılır. İndüklenmiş sürüklenme kuvveti kanatların oluşturduğu taşıma kuvvetinin bir sonucudur ve kanat açıklığı ile alakalıdır. Parazit sürüklenme ise yüzey sürtünmesine bağlıdır ve ıslak alandan etkilenir [Eshelby, 2000].

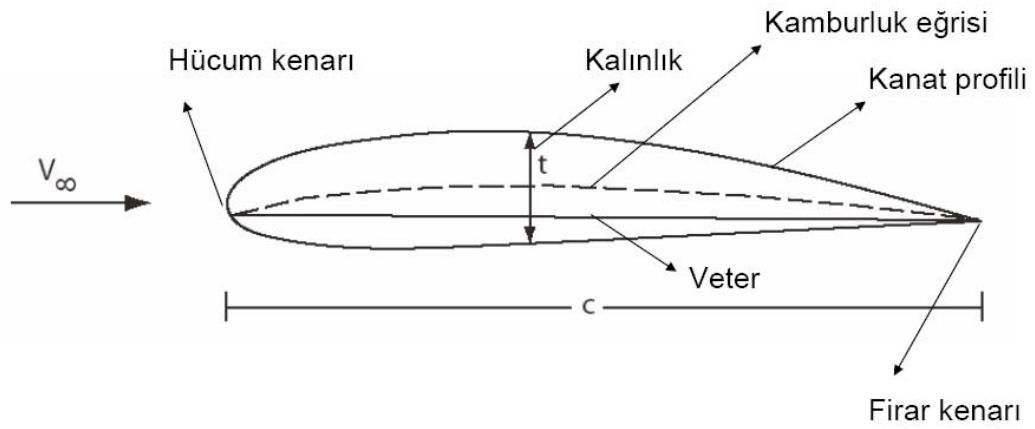
Kanat açıklığı ve ıslak alanın ilişkisine bağlı olarak havacılıkta kanat açıklık oranı değeri mevcuttur.

$$\text{Kanat Açıklık Oranı } AR = b^2 / S \quad (2)$$

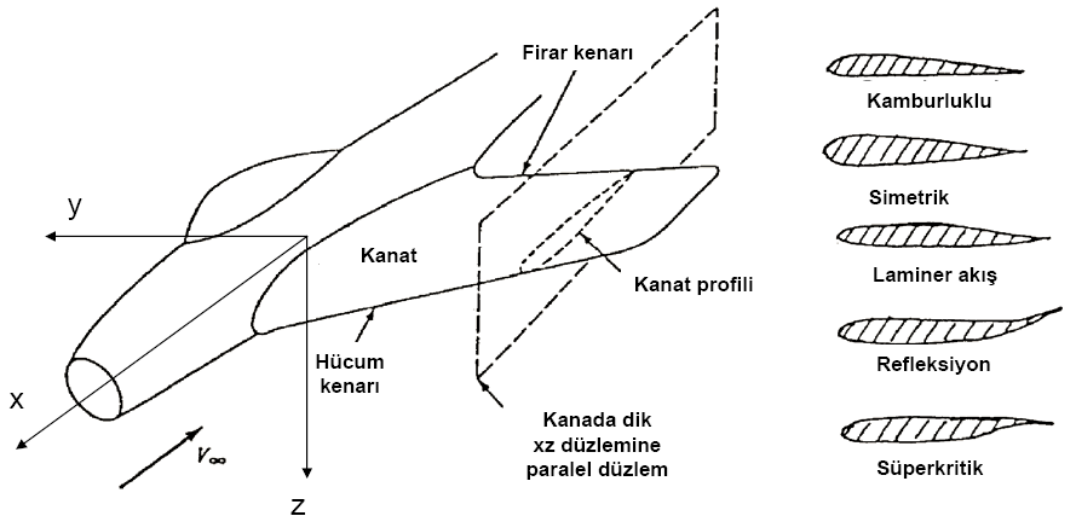
Referans uçaklara bakıldığında açıklık oranının 10-15 arasında değiştiği görülür. Ancak bu uçaklar geriye doğru ok açısına sahiptir . Yapılan çalışmada ise ok açısı olmayacaktır ve yapısal sorunlar göz önüne alınarak açıklık oranı 6 seçilmiştir. Keza tasarımda kontrol yüzeyi olmayıp motor devir kontrolü ile manevra yapılacağından dolayı tasarımın daha aerobatik olması için kanat açıklık oranı düşük tutulmuştur. Düşük kanat açıklıklı uçaklar daha aerobatiktir. Böyle bir tasarım için önerilen L/D oranı maksimum 17'dir [ Corke, 2002].

## 2.2.2 Kanat Profili ve Kanat Geometrisi Tayini

Kanat profili uçağın kalkışından, yükselişine, irtifa uçuşuna ve inişine kadar uçuşun her aşamasını doğrudan etkileyen bir faktördür. Uçağın tüm aerodinamik performansını belirler [Anderson, 1999]. Kanat profilinin altında ve üstünde oluşan yüksek ve alçak hava basınçları taşıma kuvvetinin oluşmasına sebep olur. Aradaki basınç farkı ne kadar yüksek olursa taşıma kuvveti de o kadar büyük olur. Kanat profilinin şekli de basınçlar arası farkı belirleyen en önemli parametrelerdendir.



Şekil 2.5. Klasik Kanat Profili [Yüceil,2006].



Şekil 2.6. Uçak ve Kanat Profili Tipleri [Yüceil,2006].

Kanat profilinin etrafında basınç farkına bağlı olarak hava sirkülasyonu oluşur ve bu sirkülasyon doğrudan doğruya kanat profilinin şekliyle alakalıdır.

Kanat profilleri uçağın görevine göre seçilir. Uçağın hızı, uçacağı irtifa, kanat profili tercihini etkileyen başlıca unsurlardır.

### 2.2.2.1. Taşıma Kuvveti

Taşıma kuvveti de mekanik bir kuvvettir ve bu sebeple Newton kanunlarına tabidir. Taşımanın fiziği etki tepki prensibi ile kolayca açıklanabilir. Bunun için ilk önce viskozite kavramına gözatılması gerekir. Viskozite bir akışkanın, yüzey gerilimi altında deforme olmaya karşı gösterdiği direncin ölçüsüdür. Akışkanın akmaya karşı gösterdiği iç direnç olarak da tanımlanabilir. Süper akışkanlar hariç tüm gerçek akışkanlar yüzey gerilimine karşı direnç gösterirler. Akışkanlar viskoz oluşları sebebi ile temas ettikleri yüzeylere tutunma eğilimi gösterirler. Kanat etrafında akan hava kanat profiline yapışır. Normalde düz olarak giden hava kanat profiline yapışarak hareket eder. Kanat profili şekli itibarı ile havayı aşağı doğru yönlendirir. Newton kanunlarına göre normalde düz olarak hareket eden havanın aşağıya doğru yönelmesi için havaya bir kuvvet etki etmelidir [Anderson ve Eberhandt, 2001]. Bu etki eden kuvvete karşı da bir tepki kuvveti oluşur. İşte kanada taşıma kuvvetini sağlayan bu tepki kuvvetidir. Taşıma kuvveti 2 ve 3-Boyutta şu şekilde ifade edilir.

$$l = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c \cdot c_l \quad (3)$$

$$L = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (4)$$

$$q = \rho \cdot V^2 / 2 \quad (5)$$

Taşımaya benzer şekilde kanat performansını etkileyen diğer parametreler sürüklenme ve moment katsayılarıdır.

$$d = q \cdot c \cdot c_d \quad (6)$$

$$D = q \cdot S \cdot C_D \quad (7)$$

$$m = q \cdot c \cdot l \cdot c_m \quad (8)$$

$$M = q \cdot S \cdot l \cdot C_M \quad (9)$$

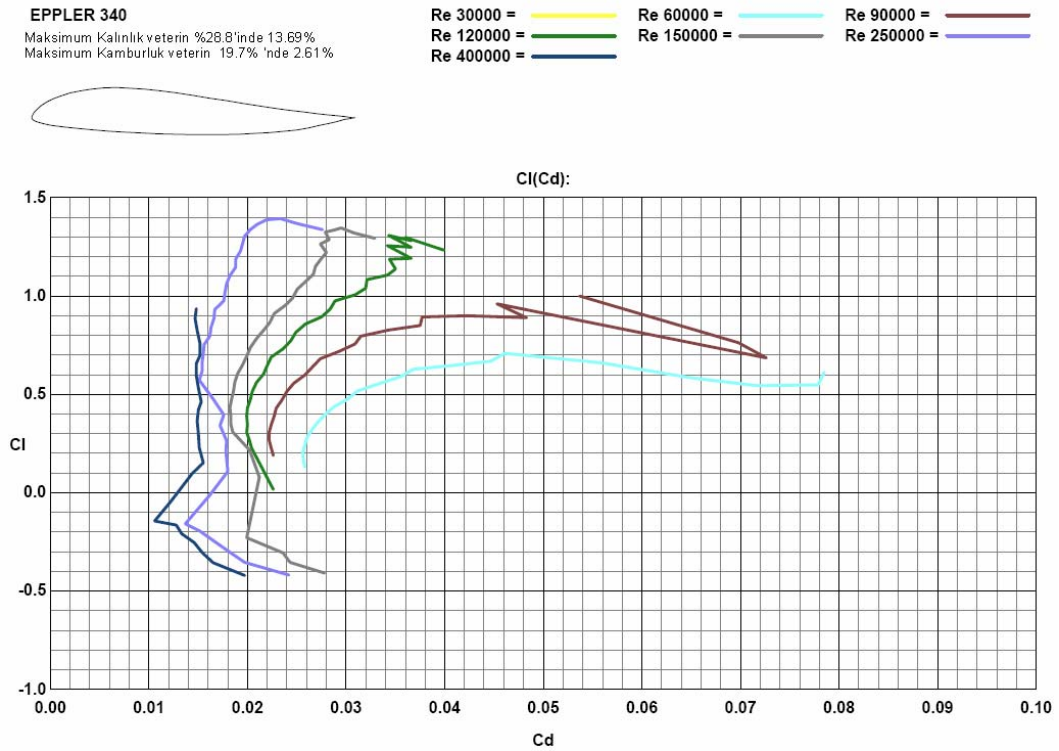
$C_L, C_D, C_M$ , boyutsuz büyüklükler olup kanat profillerinin performans analizlerinde dikkat edilen parametrelerdir. Bu katsayılar kanat hücum açısından ve hızdan etkilenirler. Hız faktörünü de boyutsuzlaştırarak kanat katsayılarının daha anlamlı gelmesini Reynolds Sayısı sağlar.

$$Re = \frac{\rho.V.D}{\mu} \quad (10)$$

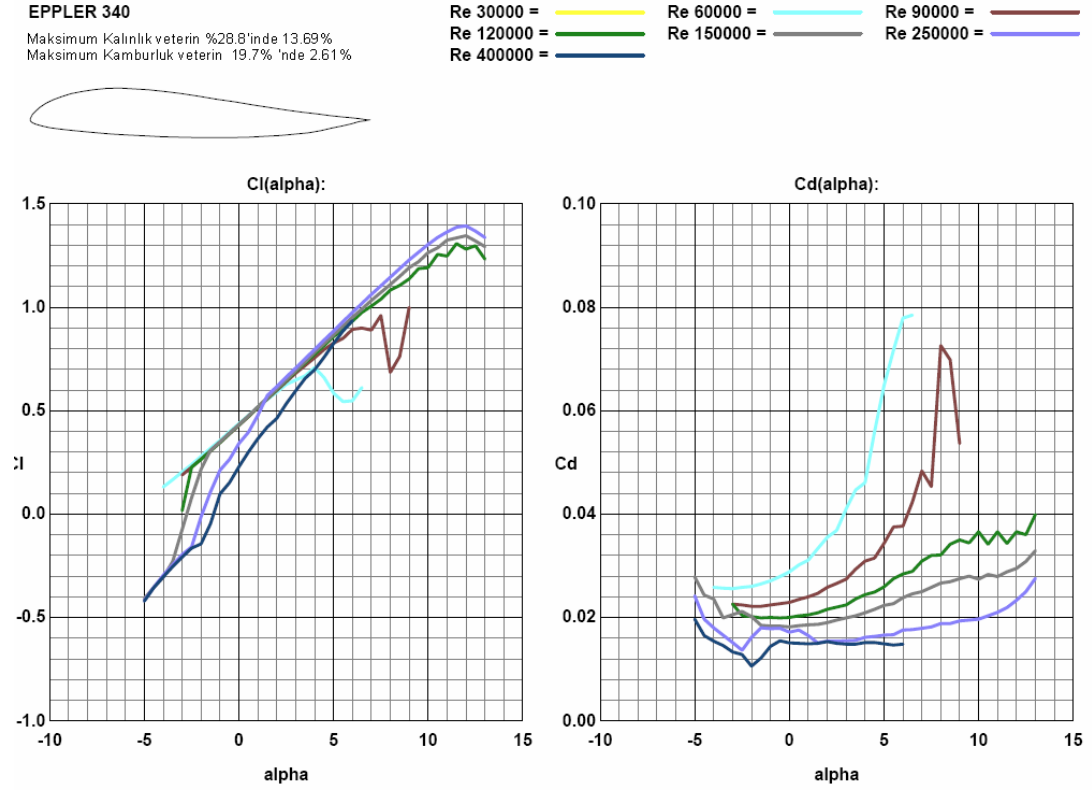
Reynold sayısı atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranını gösteren önemli bir büyüklüktür.  $C_L, C_D$  ve  $C_M$  değerleri çalıştıkları Reynolds sayısı belirtildiği zaman anlamlı hale gelir [McCormick, 1994].

### 2.2.2.2. Kanat Profili Tayini

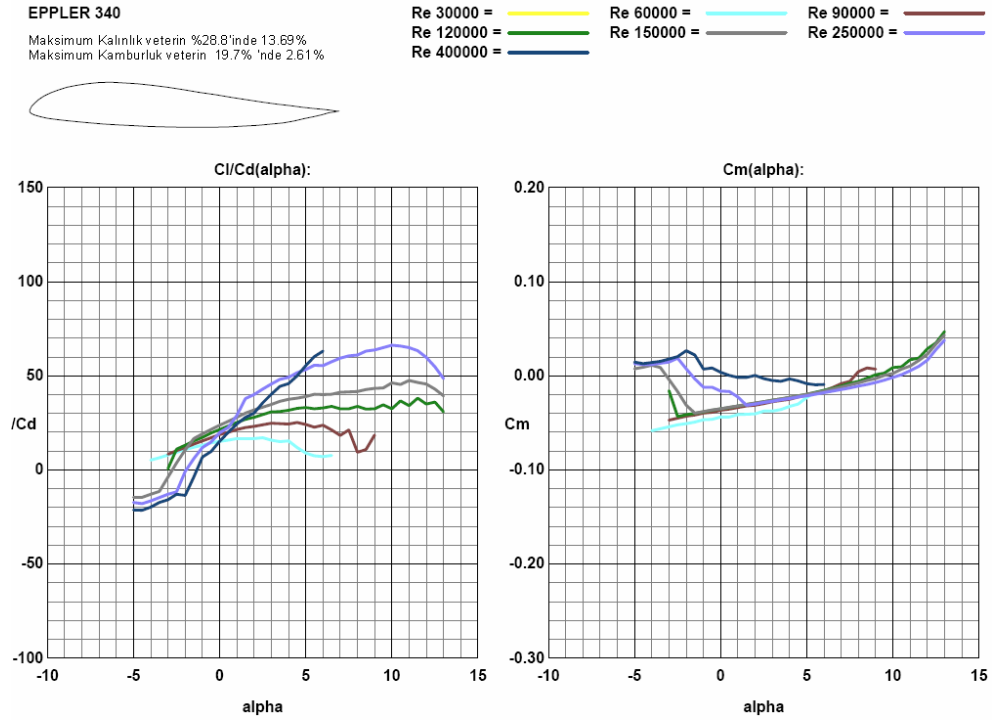
Tasarım bir uçan kanat olacak ve kontrol yüzeyleri olmayacak. O bakımdan seçilen profilin uçan kanatlar için üretilmiş ve kararlı bir profil olmasına dikkat edilmelidir. Bu bağlamda seçilen profil Eppler 340 Uçan Kanat Profili.



Şekil 2.7. Eppler 340 Kanat Profili Cl-Cd Diagramı [Profili2, 2008].

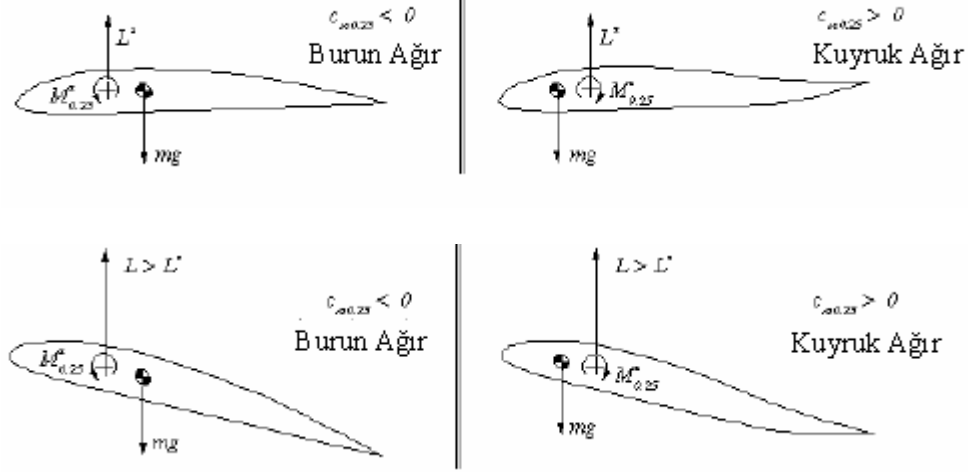


Şekil 2.8. Eppler 340 Kanat Profili Cl-Alpha, Cd-Alpha Diagramı [Profili2, 2008].



Şekil 2.9. Eppler 340 Profili Cl/Cd-Alpha, Cm-Alpha Diagramı [Profili2, 2008].

Eppler 340 refleksiyon tipi bir kanat profilidir. Yani sağlayacağı taşıma kuvveti klasik profillerden düşüktür. Ancak yapısı itibarı ile klasik profillere nazaran daha kararlıdır [mh-aerotoools, 2008].



Şekil 2.10. Refleksiyon Tipi Kanat Profili Kararlılığı

Şekil 2.10'da denge ve bozuntu durumlarında kanat profilindeki kuvvet ve momentlerin durumu gösterilmiştir. Denge durumunda klasik profillerde ağırlık merkezi aerodinamik merkezin sağındadır ve aerodinamik merkez üzerinde ağırlık saat yönünde moment oluşturur. Denge için aerodinamik merkez üzerinde saat yönünün tersi yönde moment oluşur. Bu moment buruna aşağı yönde baskıda bulunur. Klasik profil bozuntuya uğrayıp hücum açısı arttığı zaman taşıma kuvveti de artar. Taşıma kuvveti kuyruk aşağı basar ve M momenti değişmediğinden dolayı profil burnu kalkmaya devam eder ve bu kararsız bir durumdur [mh-aerotoools, 2008].

Refleksiyon profillerde denge durumunda ağırlık merkezi aerodinamik merkezin solundadır ve aerodinamik merkezdeki moment kuyruk aşağı yönde etki etmektedir. Refleksiyon profil bozuntuya uğrayıp da hücum açısı arttığı zaman taşıma kuvveti de artar. Taşıma kuvveti refleksiyon profillerde burun aşağı basar ve  $L > L^*$  olduğundan profil burun aşağı harekete geçer ve kararlı hale döner.

Görüldüğü gibi kararlılık için ağırlık merkezi ve aerodinamik merkezlerin yeri çok önemlidir. Ağırlık merkezi ile aerodinamik merkez arasındaki mesafeyi belirleyen ise  $M^*$  momentidir [mh-aerotoools, 2008].

Refleks tipi profillerin avantajlarını sıralayacak olursak

- Uçağın boyuna ekseninde kararlılık kanat profili tarafından sağlanır.
- Tasarım sürecini kolaylaştırır. Zira burulma ve ok açıları hesabına gerek bırakmaz.
- Ok açısının olmaması demek daha kolay yapısal tasarım ve spar bağlantısı demektir.
- Kendinden kararlıdır, stalla çok zor uğrar ve spin atmaz [mh-aerotoools, 2008].

Refleks tipi profillerin dezavantajı ise klasik profillere oranla daha az taşıma kuvveti sağlarlar. Bu durumu kompanse etmek için daha büyük kanat yüzeyi gerekir.

### 2.2.2.3. Kanat Tasarımında Diğer Hususlar

Kanat açıklık oranı  $AR$  önceden de belirtildiği üzere 6 seçilmiştir. Ev yapımı pervaneli uçaklar için 6 açıklık oranı önerilmektedir [Raymer, 2001].

Kanat için seçilen profil itibarı ile ok açısına ihtiyaç yoktur.

Kanadın sivrilme oranı,  $\lambda$ , uç veterin kök vetere oranıdır ve ok açısı olmayan uçaklar için genelde 0,4-0,5 civarındadır. Yapılan çalışmada sivrilme oranı olarak 0,45 seçilmiştir. Sivrilme oranı kanat üzerindeki taşıma kuvveti dağılımını eliptiğe yakın hale getirir. Eliptik taşıma dağılımı da sürüklenme-taşıma oranını minimize eder [Anderson-Eberhandt, 2001].

Kanat burulması uç tutunma kaybını önlemek ve yaklaşık olarak taşımayı eliptik yapmak için kullanılır. Kanatlar tipik olarak 0-5 derece arasında burulurlar. Ancak seçilen profil itibarıyla kanat burulmasına ihtiyaç duyulmamaktadır.

Kanat oturması kanatların gövde ile yaptığı açıdır. Çalışmadaki tasarım uçan kanat olduğundan ortada belli bir gövde yoktur ve kanat kökü gövde görevi görmektedir. Kanatta burulma da olmadığından kanat oturmasından bahsedilmez.

Dihedral açısı uçağa karşıdan bakarken kanatların yatayla yaptığı açıdır. Dihedral açısı uçakta yalpaya karşı kararlılık sağlar. Dihedral uçak yalpa yaptığında

uçağı yeniden yatay konumuna getirir. Fazla dihedral ise uçak için olumsuz etki doğurur, hollanda yalpası yaratabilir. Tarihsel gelişim dihedral açısı için 0-6 derece aralığını vermektedir. Ev yapımı uçaklar için 5-7 aralığını önerilmiştir [Fielding, 1999]. Yapılan çalışmada seçilen dihedral açısı 6 derecedir.

<b>Profil Geometrisi:</b>	Eppler 340
<b>Profil Kalınlık Oranı:</b>	%13,7
<b>Açıklık Oranı:</b>	6
<b>Kanat Okaçısı:</b>	0 derece
<b>Sivrilme Oranı:</b>	0,45
<b>Burulma:</b>	0 derece
<b>Kanat Oturması:</b>	0 derece kök
<b>Dihedral:</b>	6 derece

Tablo 2.2 Kanat Tasarım Parametreleri

### 2.2.3 İtki Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme

İtkinin-Ağırlığa Oranı ve Kanat Yükleme uçak performansını belirleyen en önemli iki parametredir. Bu parametrelerin optimizasyonu başlangıç tasarım planından sonra yapılacak başlıca işlerdendir. Bu bakımdan başlangıç tasarımında bu parametrelerin iyi biçimde seçilmesi sonraki süreçleri olumlu etkiler [McCormick, 1994].

İtki-Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme kalkış mesafesi gibi birçok performans hesaplaması ile doğrudan bağıntılıdır. Kısa mesafede kalkış yapan uçaklar büyük kanat (düşük W/S) ve küçük motor (düşük T/W) gereksinimini ortaya çıkarır. Küçük motorlarda uçağın yavaş ivmelenmesine sebep olur. Aynı şekilde uzun mesafede kalkması istenen bir uçakta küçük kanatlar ve büyük motor bulunur. Bu durumda uçak kalkmak için yüksek hızlara çıkmak zorundadır ve büyük bir motor bunu kolayca gerçekleştirebilir [Anderson-Eberhardt, 2001].

İtki-Ağırlık Oranı yüksek olan uçaklar çabuk hızlanır, kolay tırmanır, yüksek hızlarda uçar. Bunun yanında yakıtlarını çabuk tüketirler. İtki-Ağırlık Oranının tanımı yapılırken deniz seviyesinde hareketsiz kalkışa hazır uçağın maksimum itkisi ve kalkış ağırlığı dikkate alınır. İtki- Ağırlık Oranı tabiri genelde jet motorlu uçaklar için kullanılır. Pervaneli uçaklar için “Güç Yükleme” tabiri kullanılır ve uçağın

ağırlığının sağladığı beygir gücüne oranı olarak tarif edilir. Güç Yükleme, İtki-Ağırlık Oranının tersidir, yüksek güç yüklemesi küçük motora işaret eder [Anderson-Eberhandt, 2001].



Şekil 2.11 Kanat Yükleme [Anderson-Eberhandt, 2001].

Seyir uçuşunda ağırlık taşıma kuvvetine, sürüklenme kuvveti de itkiye eşittir. Bu bakımdan

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{seyir} = \left(\frac{1}{L/D}\right)_{seyir} \quad (11)$$

'dir.

Daha önceden  $L/D$  oranı 17 olarak belirlenmişti. Bu durumda seyir hali için  $T/W$  değeri 0,058 olarak bulunur.

Kanat yüklemesinin uçağın kalkış ağırlığı, stall hızı, yükselme oranı, iniş ve kalkış mesafeleri ve dönüş performansı üzerinde büyük etkisi vardır. Kanat yüklemesi oranı düşürülürse kanat büyür. Bu durum performansı artırmakla beraber fazladan sürüklemeye ve ağırlık artışına sebep olur. Ev yapımı uçaklar için 11 istatistiksel kanat yüklemesi değeri önerilmektedir [Raymer, 2001].

### 2.2.3.1. Stall Hızı

Stall tutunma kaybı olarak tanımlanır. Tutunma kaybı hızından daha düşük hızlarda uçağın ağırlığı taşıma kuvvetine üstün gelir ve uçak düşmeye başlar. Stall hızı özellikle inişlerde önemlidir. Sivil uçaklar için yaklaşma hızı stall hızının yaklaşık 1,3 katıdır. Tutunma kaybı doğrudan doğruya kanat yüklemesi ve maksimum taşıma katsayısı ile belirlenir.

$$W = L = q_{stall} SC_{Lmax} = 1/2 \rho V_{stall}^2 SC_{Lmax} \quad (12)$$

$$W/S = 1/2 \rho V_{stall}^2 SC_{Lmax} \quad (13)$$

Tasarlanan uçağın uçuğu Reynolds sayıları 60-120000 arasındadır ve Şekil2.8'de Eppler 340 profilinin  $c_l$  değerlerine bakılırsa 0,6-1,6 aralığı görülür. 3-Boyutlu durumda ise  $C_L$  değeri, aynı Reynolds sayılarında, yaklaşık olarak 2-Boyutlu durumun 90%'ıdır.[Anderson, 1999]. Yani 0,54-1,44 civarı. Bu durumda  $C_{LMAX}$  değeri olarak 1,2 değeri alınabilir. Başlangıç tasarım hızı için 3m/s seyir hızı seçilmişti. Tasarlanan uçak sünger zemine iniş yapacaktır. O bakımdan stall hızı ne kadar yüksek tutulursa o kadar fazla taşıma kuvveti sağlanır. Bu durumda yaklaşma hızı da seyir hızıyla aynı olacaktır. Bu durumda

$$W/S = 1/2 * 1,226 * 3^2 * 1,2 = 6,62 N/m^2$$

olarak kanat yüklemesi elde edilir.

### 2.2.3.2. İniş- Kalkış Mesafeleri

Tasarlanan uçak elle fırlatılarak havalandırılacak ve sünger zemine iniş yapacaktır. Seyir hızı 3m/s gibi düşük bir hız olduğundan kalkış ve iniş mesafeleri ile ilgili herhangi bir sorun beklenmemektedir.

### 2.2.3.3. Seyir İçin Kanat Yüklemesi

Seyir uçuşu için kanat yüklemesi hesabında  $C_{D_0}$  sıfır taşıma sürüklenme katsayısı ve Oswald verimlilik faktörleri devreye girer.  $C_{D_0}$  değeri pervaneli uçaklar

için yaklaşık 0,03'tür. Oswald verimlilik faktörü sürüklemenin taşımaya olan oranının verimliliği ile ilgili bir katsayıdır ve yaklaşık olarak 0,8'dir [Raymer, 2001].

Uzun mesafeli seyir uçuşları için kanat yüklemesi değeri yüksek  $L/D$  oranı sağlayacak biçimde seçilmelidir. Mesafeyi maksimize etmek için

$$qSC_{D_0} = qSC_L^2/\pi Ae = 1/2 * 1,226 * 3^2 * 0,6 * 1,2^2 / (3,14 * 1,2 * 0,8) = 1,6N$$

denklemini sağlayacak şekilde uçak uçmalıdır. Seyir uçuşu esnasında taşıma kuvveti ağırlığa eşittir. Bu durumda kanat yüklemesinin dinamik basınca oranı taşıma katsayısına eşittir. Bu durumda pervaneli uçaklar için maksimum menzil için

$$W/S = q\sqrt{\pi Ae C_{D_0} / 3} \quad (14)$$

denklemini sağlanmalıdır.

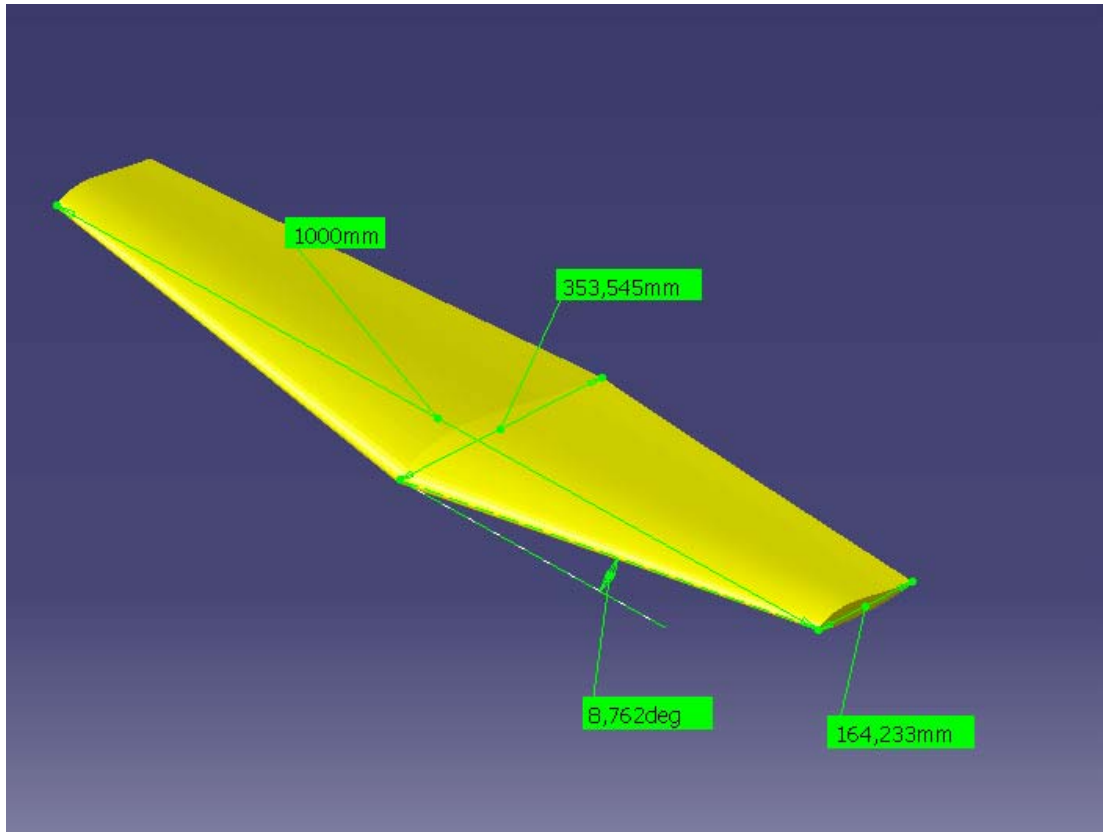
## 2.2.4 Başlangıç Ebatlandırması

Uçağın ebatlandırılması işleminin amacı uçağın kalkış ham ağırlığının ve görevine göre yakıt ağırlığının saptanmasıdır. Önceki bölümlerde yapılan işlemler boyutlandırma parametrelerinin esinlenilmesinde kullanılan değerlerdir. Yeni bir uçak tasarımında motor boyutlandırması keyfidir. İstenen boyutta ve itki gücünde motor seçilebilir. Tasarıma yönelik motor seçimi ise gerekli taşıma, sürüklenme kuvvetlerinin hesaplanmasından sonra belirlenecek olup hazır olarak alınacaktır. Çoğu elektrik motoru ise 40 gr. civarı ağırlığa sahiptir.

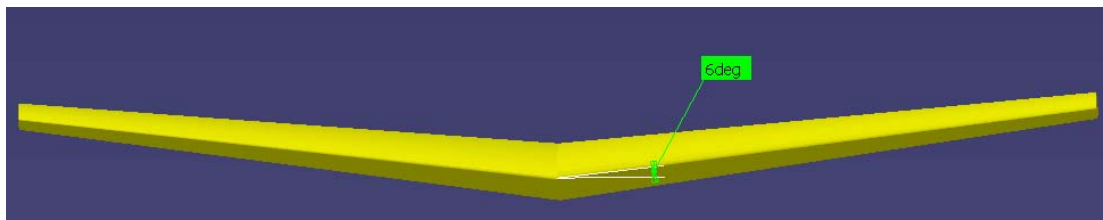
Tasarlanan uçağın sağlayacağı taşıma kuvveti hesaplanacak olursa

$$q.S.C_L = 1/2 * 1,226 * 3^2 * 0,6 * 1,2 = 3,97 N$$

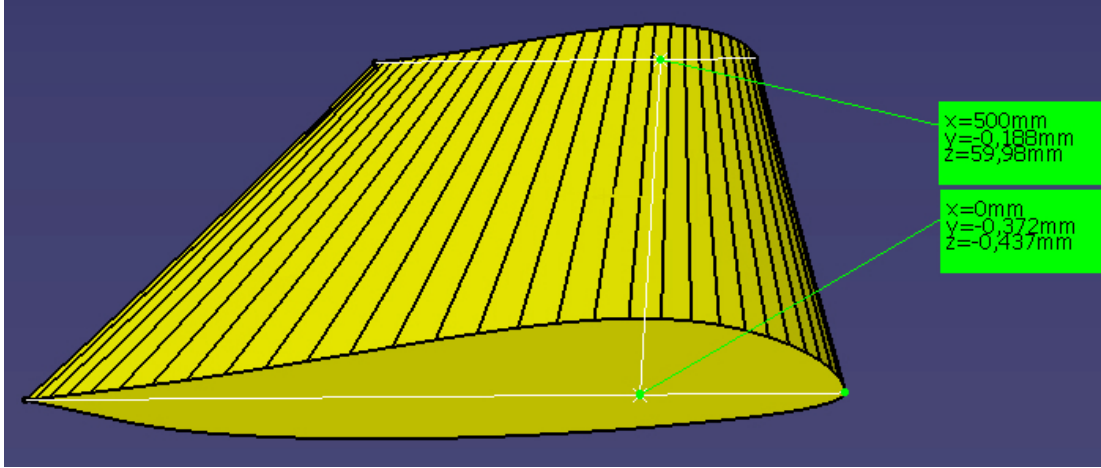
olarak bulunur yani uçağın ağırlığı yaklaşık olarak 400 gr civarı olacaktır. Referans uçaktan yararlanılarak kanat alanı  $0,6 \text{ m}^2$  olarak tahmin edilmişti. Bu kanat alanına, 6 açıklık oranına ve 0,45 sivrilleme oranına bağlı olarak uçağın kök veter boyu yaklaşık 350 mm, uç veter boyu da yaklaşık olarak 160 mm olarak elde edilir.



Şekil. 2.12 Tasarlanan Uçağın Projeksiyon Görüntüsü



Şekil. 2.13 Tasarlanan Uçağın Önden Görüntüsü



Şekil. 2.14 Kanat Yandan Görünüş ve Okaçısı

#### 2.2.4.1. Motor Boyutlandırması

Model uçaklar için motor ebatlandırması ayrıntı olarak yapılmamaktadır. Mevcut motorların boyutları zaten birbirine çok yakındır. Hazır motor seçeneklerinden biri seçilir. Tasarım için hesaplanan taşıma ve sürükleme ve itki ağırlık oranına göre seçim yapılacaktır. Taşıma, sürükleme ve itki/ağırlık oranlarına bakıldığında değerlerin düşük olduğu görülür ve piyasadaki tüm fırçasız model uçak motorlarının tasarım için yeterli gücü sağladığı görülür.

Kataloğa bakıldığında yaklaşık 500gr ağırlığında olan uçak için yaklaşık 100 Watt gücün yeterli olduğunu görülür [maxxprod, 2008]. Bu bilgi de göz önünde bulundurularak motor seçiminde tercih Torque marka Torque 2830/1095 277 watts fırçasız elektrik motoru olacaktır. 2830/1095 motorunun özelliklerini Tablo 2.3de görülebilir.



Şekil.2.15 Elektrik Motoru ve Kontrolörü [maxxprod, 2008].



Şekil.2.16 10 x 4,5 Pervane [maxxprod, 2008].

Model	Tur	Kv	Ağırlık	Amps / Watts	Shaft	Pervane
2830-1095	30	1095	69 gr	25 / 277	4mm	10x4.5

Tablo.2.3 Elektrik Motoru Özellikleri [maxxprod, 2008].

Tablo.2.3’de ayrıca gerekli olan pervane tipi de görülmektedir. 2830-1095 motoruna uygun olarak 25 Amp AirBoss hız kontrolörü seçilmiştir. Kontrolörün özellikleri şöyledir.

- 5-10 hücre Ni-Cd pil desteği
- 2-3 Li-Ion batari desteği

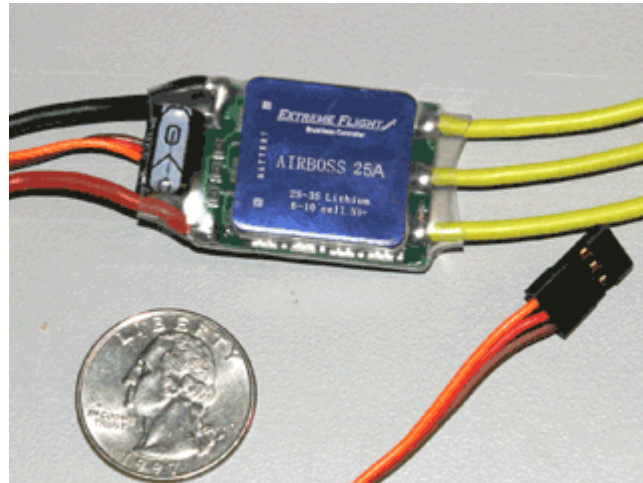
- 22 gr. ağırlık
- Max RPM (2-kutup); 200,000
- Fren: açık /kapalı (kullanıcı programlı)
- İvmelenme: Sert / Yumuşak (kullanıcı programlı)
- 8 /16 kHz switching frekansı (kullanıcı programlı)
- Zamanlama modu (kullanıcı programlı)
- Ters Yöne Dönüş (kullanıcı programlı)
- Kesme Gerilimi (kullanıcı programlı)
- Yüksek Sıcaklık Kesmesi
- Tepe Akım: 25 Amps

Motorun çapı 20 mm olup boyu 35 mm'dir.

Motor gücünü Li-İon baterilerden alacaktır. Bunu için seçilen bateri 2200 mAH eXtreme V2 3 hücreli bateridir. Ağırlığı 170 gr. olup 11.1V çıkış sağlamaktadır. Boyutları 25 x 33 x 107 şeklindedir. Motorun çekeceği maksimum akım 25 Ampsdir. Bu durumda bateri tam güç çalışan motorlara 2,6 dakika güç sağlayacaktır. Motorların genel çalışma aralığı olan 15 Amps'de ise 4,4 dakika güç sağlayacaktır. Başlangıç ve deneme uçuşları için bu süreler yeterlidir. Uçağın kontrolü tam sağlanana kadar pahalı ekipmanlardan kaçınılmalıdır. Uçağın kontrol karakteristiği anlaşıldıktan sonra çok daha güçlü baterilerle uçuş süreleri çok daha yukarılara taşınabilir.



Şekil. 2.17 Li-İon Pil [maxxprod, 2008].



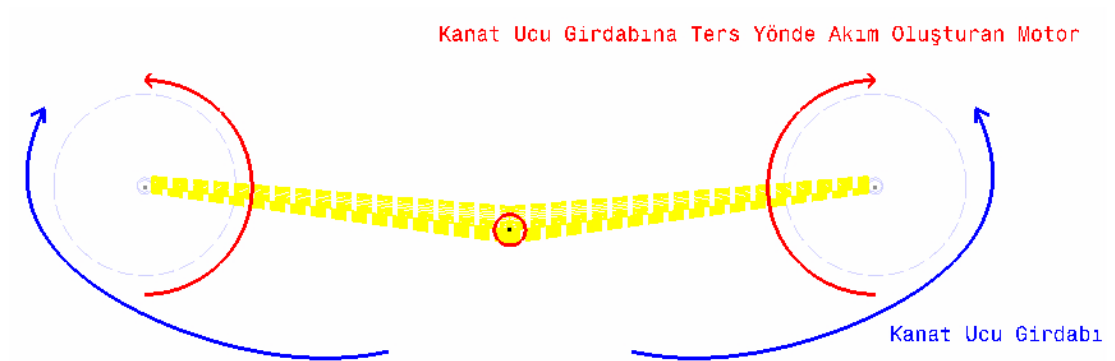
Şekil. 2.18 Motor Hız Kontrolörü [maxxprod, 2008].

Motorlar için gerekli olan hız kontrolörü 25 Amp AirBoss olup 22 gr.dır.



Şekil. 2.19 Kanat Ucu Girdapları [Anderson and Eberhandt, 2001].

Motorlar kanat uçlarına yerleştirilmek üzere tasarım yapılmıştır. Motorların devir yönleri birbirine zıt olup uçan kanada önden bakıldığında sağ motor saat yönünde, sol motor saat yönünün tersinde dönecektir. Bundaki amaç kanat ucu girdaplarını bozarak taşıma kaybı ve sürüklemeyi minimize etmektir.



Şekil. 2.20 Motor Yardımıyla Kanat Ucu Girdaplarının Azaltılması

### 2.2.5 İniş Takımı ve Alt Sistemler

Tasarlanan uçakta iniş takımı bulunmamaktadır. Uçak sünger zemine gövde üstü inecektir.

### 2.2.6 Aerodinamik, Kararlılık ve Kontrol

Tasarlanan uçak, uçan kanat olup aerodinamiği ile kararlılık ve kontrolü doğrudan ilişkilidir. Tasarımda ki gibi ok açısız refleksiyon tipi profil kullanan uçaklar profilleri itibarı ile kendinden kararlıdır. Bu durumun sebebi ağırlık merkezinin aerodinamik merkezin solunda olmasıdır. Ağırlık merkezi ve aerodinamik merkez arasındaki mesafe kararlılığın miktarının bir göstergesidir. Eğer ağırlık merkezi aerodinamik merkeze çok yakınsa kanat yavaşça eski haline döner. Eğer aradaki mesafe fazlaysa kanat denge pozisyonuna çabucak döner. Ancak aradaki mesafe çok fazla olursa bu durumda kanat haddinden fazla kararlı olur ve verilen komutlara yanıt vermez [mh-aerotoools, 2008].

Stabilitenin miktarı ağırlık merkezi ve aerodinamik merkez arasındaki mesafenin veter boyuna bölünmesiyle bulunabilir. Uçan kanatlar için bu değer 0,02-0,05 civarındadır. Bu durumda ağırlık merkezi etrafındaki momenti hesaplayacak formül şu şekilde olur.

$$C_L^* \cdot (x_{c/4} - x_{c.g.}) - C_M \cdot I_\mu = 0 \quad (15)$$

Moment katsayısı formülden çekilirse

$$C_M = C_L^* \cdot \sigma \quad (16)$$

şeklinde bulunur. Tasarım için aerodinamik merkez

$$\frac{350}{4} = 87,5 \text{ 'tedir.}$$

Ağırlık merkezi ise CAD programından elde edilen verilere göre 50mm civarındadır.

Bu durumda

$$\text{Kararlılık Katsayısı} = (87,5-50)/350 = 0,107 \text{ olarak bulunur.}$$

Kanat fazla kararlı. Bu durumu düzeltmek için motor, piller ve kontrolörler bu değeri 0,03'e çekecek şekilde düzenlenmelidir. Katsayı hesabında motor ve pillerin ağırlık ve konumları ihmal edilmiştir.

0,03 kararlılık katsayısı için

$$C_M = 1,2 * 0,03 = 0,036$$

olarak elde edilir. Bu da Eppler 340 profilinin seçilmesinin ana sebeplerinden biridir.

Aerodinamik ve kararlılık ile ilgili bunun ötesindeki çalışmalar bilgisayar ortamında CFD yazılımı kullanılarak yapılmıştır. Farklı kanat açıları ve farklı motor devirleri için uçağın performansı incelenmiştir. Ancak olayın fiziğinin daha iyi anlaşılması bakımından olayın teorisinin ve hesaplama yöntemlerinin bilinmesi gerekir. Yapılan çalışma sıkıştırılamaz viskoz akışla ilgili olsa da fenomenin anlaşılması bakımından sıkıştırılamaz viskoz olmayan akışın anlaşılması gerekmektedir.

### 2.2.6.1 Viskoz Olmayan (İnvisit) Sıkıştırılamaz Akış

Viskozite, bir akışkanın yüzey gerilimi altında deforme olmaya karşı gösterdiği direncin ölçüsüdür. Akışkanın akmaya karşı gösterdiği iç direnç olarak da tanımlanabilir. Genellikle herhangi bir akış esnasında akışkanın tabakaları farklı hızlarda hareket ederler ve akışkanın viskozitesi, uygulanan kuvvete karşı direnç gösteren tabakalar arasındaki yüzey gerilimlerinden dolayı ortaya çıkar [Yükselen].

Isaac Newton'un öne sürdüğü üzere, laminer ve paralel bir akışta, tabakalar arasındaki yüzey gerilimi ( $\tau$ ) bu tabakalara dik yöndeki hız gradyeni ( $\partial u/\partial y$ ) ile orantılıdır.

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad (17)$$

Buradaki  $\mu$  sabiti, viskozite sabiti, viskozite , veya dinamik viskozite olarak adlandırılır. Su ve gazların çoğu Newton yasasına uyarlar ve Newtonyen akışkanlar olarak adlandırılırlar. Newtonyen olmayan akışkanlarda ise, yüzey gerilimi ile hız gradyeni arasındaki basit lineer ilişki çok daha karmaşık bir hal alır.

Viskoz olmayan akış ise tabakalar arasında hız gradyeni farkı olmayan akıştır.

Akışkanlar mekaniğinde hız diverjansının 0 olduğu akışa sıkıştırılmaz akış denir.

Sıkıştırılmaz akış denklemi  $V$  akışkanın hızı olmak üzere ,

$$\nabla \cdot V = 0, \quad (18)$$

şeklindedir.

Süreklilik denklemi ise,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (19)$$

formundadır. Materyal türev ile açıklanırsa

$$\frac{D\rho}{Dt} = -\rho(\nabla \cdot \vec{V}) \quad (20)$$

$\rho > 0$  olduğundan, şu sonuca ulaşılır ki,

bir akış ancak ve ancak

$$\frac{D\rho}{Dt} = 0 \quad (21)$$

şartını sağlarsa sıkıştırılmaz akıştır.

Bunun anlamı da akışkanın yoğunluğunun sabit olduğudur.

Sıkıştırılmaz akışla ilgili çalışmaların temeli Daniel Bernoulli ve Leonhard Eulerin 18. yy'da yaptıkları çalışmalara dayanır. Yapılan çalışmalar sonucu viskoz olmayan sıkıştırılmaz akışta hız-basınç ilişkisi ortaya konmuştur. Hız basınç ilişkisini ortaya koyan bu denklem Bernoulli Denklemi olarak bilinir ve

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{sabit} \quad (22)$$

şeklindedir [Anderson, 1999].

Bernoulli denklemi ile bir akış çizgisi üzerindeki keyfi 1 noktası ile keyfi 2 noktası arasında ilişki kurulmuştur. Elde edilenlerden Bernoulli denkleminin anlamı ise şöyledir: Hız arttıkça basınç azalır, hız azaldıkça basınç artar.

### 2.2.6.1.1 Basınç Katsayısı

Boyutsal bir büyüklük olan basınç akışkanlar mekaniğindeki en önemli faktörlerden biridir. Bu bakımdan tıpkı Reynold Sayısı, Mach Sayısı, Taşıma Katsayısı gibi boyutsuz hale getirilmesi onu daha karşılaştırılabilir hale getirecektir.

Bu bağlamda

$$C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \equiv 1 - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 \quad (23)$$

formunda basınç katsayısı ifade edilmiştir. Denklemin birinci kısmı genel olup ikinci kısmı sıkıştırılamaz akışa özgüdür. Sıkıştırılamaz akışta durma noktası için  $C_p$  katsayısı 1'e eşittir ve basınç katsayısının alabileceği en büyük değer budur.  $C_p$  tanımını yeniden düzenlenirse

$$p = p_\infty + q_\infty C_p \quad (24)$$

formu elde edilir. Bu durumda da görülür ki  $p$  ile  $p_\infty$  arasındaki fark dinamik basınç ile  $C_p$  çarpımına eşittir [Anderson, 1999].

### 2.2.6.1.2 Sıkıştırılamaz Akış Şartı

Sıkıştırılamaz akışın yoğunluğunun değişmediği akış olarak ifade edilmişti.  $\rho$  birim hacimdeki kütle olduğundan ve de sabit olduğundan sıkıştırılamaz akış alanındaki sabit kütleli parçacığın sabit hacmi bulunması gerekir.

Sıkıştırılamaz akış için hız diverjansının sıfır olması durumu direk olarak süreklilik denklemi yardımıyla gösterilebilir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

Sıkıştırılamaz akış için  $\rho$  sabittir. Böylece

$$\partial\rho/\partial t = 0$$

ve

$$\nabla \cdot (\rho V) = \rho \nabla \cdot V \Rightarrow 0 + \rho \nabla \cdot V = 0 \Rightarrow \nabla \cdot V = 0 \quad (25)$$

elde edilir [Anderson, 1999].

### 2.2.6.1.3 Rotasyonel Olmayan Sıkıştırılmaz Akış Denkleminin Elde Edilmesi:

#### 2.2.6.1.3.1 Laplace Denklemi:

Sıkıştırılmaz akış için

$$\nabla \cdot V = 0$$

şartı elde edilmiştir. Rotasyonel olmayan akış için de hız potansiyeli

$$V = \nabla \cdot \phi \quad (26)$$

şeklindedir. Bu durumda sıkıştırılmaz, rotasyonel olmayan akış için

$$\begin{aligned} \nabla(\nabla \cdot \phi) &= 0 \\ \nabla^2 \phi &= 0 \end{aligned} \quad (27)$$

şeklinde elde edilir. Elde edilen denklem Laplace Denklemi olarak bilinir ve çözümü harmonik fonksiyondur. Laplace denklemi kartezyen koordinat sisteminde açık şekilde yazılırsa

$$\nabla^2 \phi = \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (28)$$

formu elde edilir [Anderson, 1999].

İki boyutlu sıkıştırılmaz akış için akım fonksiyonu  $\psi$  şu şekilde ifade edilir.

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad (29)$$

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (30)$$

Süreklilik denklemi,  $\nabla \cdot V = 0$ , kartezyen kordinatlarda ifade edilirse,

$$\nabla \cdot V = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (31)$$

Akım fonksiyonları süreklilik denklemine empoze edilirse

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = 0 \quad (32)$$

elde edilir. Elde edilen denklem de Laplace denklemidir. Bu durum çok önemli sonuçlar doğurur:

- Her rotasyonel olmayan sıkıştırılmaz akışın Laplace denklemini sağlayan potansiyel ve akım fonksiyonları mevcuttur.
- Tersine, Laplace denkleminin her çözümü sıkıştırılmaz rotasyonel olmayan akış için hız potansiyeli ve akım fonksiyonunu temsil eder.

Laplace denklemi ikinci dereceden parçalı lineer diferansiyel denklemdir. Denklem lineer karakteristiği denklemin daha küçük lineer diferansiyel denklemlerin toplamı şeklinde ifadesini sağlar. Buradan da şu önemli sonuca ulaşılır:

Sıkıştırılmaz, rotasyonel olmayan akış denklemi Laplace denkleminde elde edildiği için ve de Laplace denklemi lineer olduğundan kompleks bir sıkıştırılmaz rotasyonel olmayan akışı tanımlamak için sıkıştırılmaz ve rotasyonel olmayan bir dizi temel akış fonksiyonu kullanılabilir. Bu temel fonksiyonlar toplanarak kompleks yapı ifade edilir [Anderson, 1999].

Her tür sıkıştırılmaz, rotasyonel olmayan akış Laplace denklemini sağlar; gerek kanat profili etrafındaki akış, gerek küre etrafındaki akış, gerek bir panele çarpan akış. Fakat her bir cisim etrafındaki akış farklıdır. O halde fark nereden kaynaklanır denirse cevap geometri yani sınır şartları olur.

#### **2.2.6.1.4 Sıkıştırılmaz Rotasyonel Olmayan Akış İçin Sınır Şartları:**

**2.2.6.1.4.1 Sonsuzluk Sınır Şartı:** Bu şart cisimden uzakta her yönde akışın uniform serbest akış şartlarında olduğunu ifade eder. x yönünde esen  $V_\infty$  serbest akışı için

sonsuzluk sınır şartı,

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} = \frac{\partial \phi}{\partial x} = V_{\infty} \quad (33)$$

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0 \quad (34)$$

şeklinde ifade edilir [Anderson, 1999].

**2.2.6.1.4.2 Duvar Sınır Şartı:** Akış içindeki cisim katı bir cisim ise akış cismin içinden geçemez ve etrafından dolaşır. Ayrıca viskoz akış için akışkan ve katı cisim arasındaki sürtünme sonucu katı cisim yüzeyindeki hız 0'dır. Viskoz olmayan akış için ise akış hız vektörü yüzeye teğet olmak zorundadır. Eğer akış cisim yüzeyine teğet ise hızın normal bileşeni 0'dır. Bu durumda n birim normal vektör olmak üzere duvar sınır şartı

$$V \cdot n = (\nabla \phi) \cdot n = 0 \quad (35)$$

veya

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0 = \frac{\partial \psi}{\partial s} \quad (36)$$

şeklindedir.

Cisim yüzeyi de bir akım fonksiyonunu temsil eder. Cismin şekli

$$y_b = f(x)$$

şeklinde ifade edilirse, bu durumda

$$\psi_{yüzey} = \psi_{y=y_b} = \text{sabit}$$

alternatif tabir elde edilir. Akım fonksiyonlarındaki hız bileşenlerinin yardımıyla duvar şartı

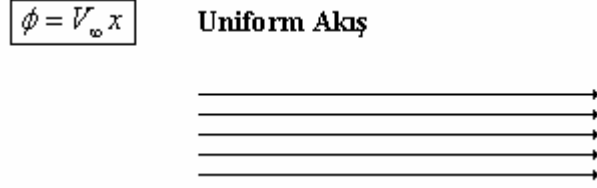
$$\frac{dy_b}{dx} = \left( \frac{v}{u} \right)_{yüzey} \quad (37)$$

şeklinde yazılabilir [Anderson, 1999].

### 2.2.6.1.5 Temel Akışlar

Kompleks sıkıştırılmaz akışın birtakım akışların toplamı şeklinde ifade edilebileceği belirtilmişti. Şimdi bu temel akışlar incelenecek.

#### 2.2.6.1.5.1 Uniform Akış:



Şekil. 2.21 Uniform Akış

$x$  yönünde  $V_{\infty}$  hızıyla akan bir uniform akış olsun. Bu akış sıkıştırılmaz ve rotasyonel olmayan akış olabilir. Böylece uniform akış için hız potansiyeli

$$V = \nabla \cdot \phi$$

şeklindedir. Yani

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} = u = V_{\infty}$$

ve

$$\frac{\partial \phi}{\partial y} = v = 0$$

dir.  $\phi$ 'yi  $x$ 'e göre integre edersek

$$\phi = V_{\infty} x + f(y) \quad (38)$$

denklemini  $y$ 'ye göre integre edersek

$$\phi = \text{sabit} + g(x)$$

her iki fonksiyonda da  $\phi$  aynı fonksiyon olduğundan hareketle bu iki fonksiyonu karşılaştırarak  $g(x)$  fonksiyonunun  $V_\infty x$ 'e, ve  $f(y)$ 'nin sabite eşit olduğu bulunur. Böylece

$$\phi = V_\infty x + \text{sabit}$$

elde edilir.  $\phi$  tek başına kullanılmadığından türevi alınarak hız fonksiyonları elde edildiğinden “sabit”in pratikte bir önemi yoktur. Bu durumda

$$\phi = V_\infty x$$

şeklinde yazabiliriz. Elde edilen denklem  $x$  yönündeki  $V_\infty$  hızındaki uniform akışın hız potansiyel denklemidir. Denklemde sıkıştırılabilir varsayımı yapılmadığından bu denklem hem sıkıştırılabilir hem de sıkıştırılmaz akışlar içinde geçerlidir.

Sıkıştırılmaz akış için akım fonksiyonu  $\psi$

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} = \frac{\partial \phi}{\partial x} = V_\infty$$

ve

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$$

şeklinde ifade edilmişti. (29) Denklemine  $x$ 'e, (30) denklemine  $y$ 'ye göre integre edersek

$$\psi = V_\infty y$$

şeklinde elde ederiz.

Uniform akış için sirkülasyon denklemini ele alalım. Sirkülasyon denklemi

$$\Gamma = -\oint_C V \cdot ds \quad (39)$$

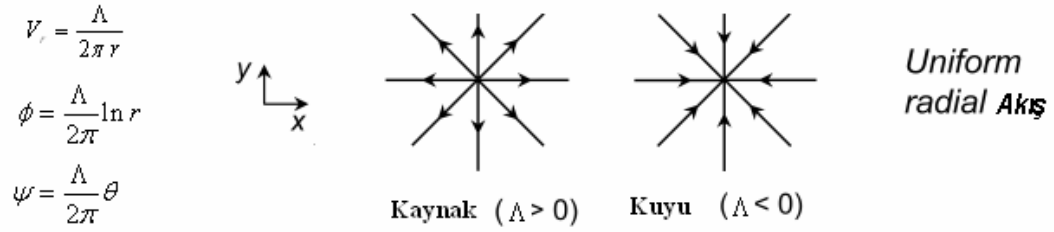
şeklinde ifade edilir.  $C$  kapalı eğrisini  $h$  yüksekliğinde  $l$  boyunda bir dikdörtgen alan olarak seçersek

$$\begin{aligned}\Gamma &= -\oint_c V \cdot ds \\ &= -V_\infty 1 - 0(h) + V_\infty 1 + 0(h) = 0\end{aligned}$$

$$\Gamma = 0$$

şeklinde elde ederiz. Yani uniform akış için herhangi kapalı eğride oluşan sirkülasyon değeri 0'dır [Anderson, 1999].

### 2.2.6.1.5.2 Kaynak Akışı



Şekil. 2.22 Kaynak Akışı

Tüm akım çizgilerinin doğrusal olduğu ve merkez noktasından çıkan 2-Boyutlu sıkıştırılamaz akışa kaynak akışı denir. Kaynak akışında her bir akım çizgisindeki hız kaynak mesafesine olan uzaklıkla ters orantılı olarak değişmektedir. Akış hız vektörlerini radyal ve tanjant bileşenleri olarak adlandıırırsak  $V_{\text{tangent}}=0$  şeklindedir. Kaynak akışının tersi kuyu akışıdır. Kuyu akışı basitçe negatif kaynak akışıdır.  $\nabla \cdot V = 0$  şartını sağladığından radial ve teğet akış

$$V_r = \frac{c}{r} \quad (40)$$

$$V_\theta = 0 \quad (41)$$

şeklinde ifade edilebilir. Denklemden c bir sabittir ve hacimsel akışla ilgilidir. Bu sebeple kaynak akışlarında birde kaynak şiddeti ifadesi bulunmaktadır. Kaynak şiddeti kaynaktan çıkan hacimsel akışın birim derinlik için oranıdır. Kaynak şiddeti  $\Lambda$  ( $\text{m}^2/\text{s}$ ) basit silindirde çizgisel kaynak için elde edildiğinde

$$\Lambda = \frac{\dot{v}}{l} = 2\pi V_r r \quad (42)$$

şeklinde ifade edilir.  $\dot{v}$  hacimsel akışın oranını simgeler. İfade sonucunda da

$$c = \Lambda / 2\pi \quad (43)$$

elde edilir. Benzer şekilde kaynak akışı için hız potansiyeli

$$\frac{\partial \phi}{\partial r} = V_r = \frac{\Lambda}{2\pi r} \quad (44)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = V_\theta = 0 \quad (45)$$

şeklindedir. (44) ve (45) Denklemleri  $r$  ve  $\theta$ 'ye göre sırasıyla integre edilirse

$$\phi = \frac{\Lambda}{2\pi} \ln r + f(\theta)$$

ve

$$\phi = \text{sabit} + f(r)$$

olarak elde edilir. Bu iki denklemin incelenmesinden de

$$\phi = \frac{\Lambda}{2\pi} \ln r \quad (46)$$

sonucuna ulaşılır. (46) Denklemi 2-Boyutlu kaynak akışı için hız potansiyeli denklemdir. Benzer uygulama akım fonksiyonu için yapıldığında

$$\psi = \frac{\Lambda}{2\pi} \theta \quad (47)$$

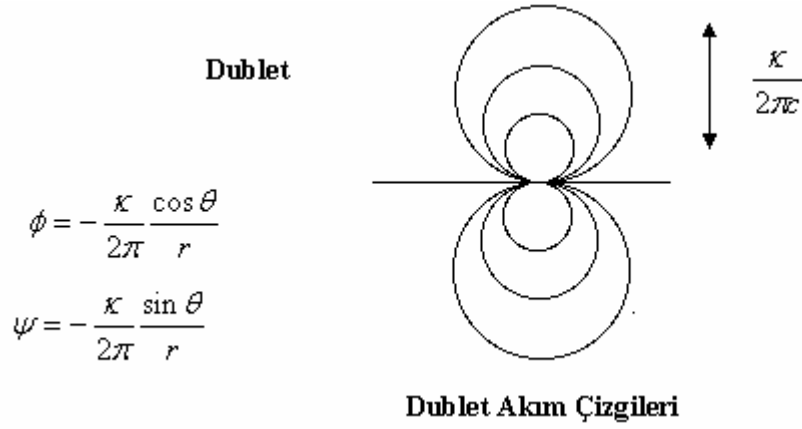
şeklinde 2-Boyutlu akış için akım fonksiyonu denklemi elde edilir.

Kaynak akışı için sirkülasyon denklemi uyarlandığında

$$\Gamma = -\iint_S (\nabla \times V) \cdot dS = 0 \quad (48)$$

sirkülasyon denklemi elde edilir [Anderson, 1999].

### 2.2.6.1.5.3 Dublet Akışı



Şekil. 2.23 Dublet Akışı

Dublet akışı bir kaynak ve bir kuyunun aynı çizgi üzerinde aralarında  $l$  mesafesi olacak şekilde konumlandıklarında oluşan akımdır.

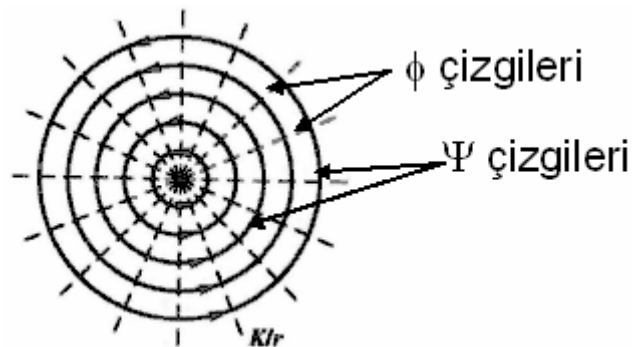
Dublet akışı içinde hız potansiyel ve akım çizgileri fonksiyonları önceden elde edildiği gibi elde edilir [Anderson, 1999].

$$\psi = -\frac{\kappa \sin \theta}{2\pi r} \quad (49)$$

$$\phi = -\frac{\kappa \cos \theta}{2\pi r} \quad (50)$$

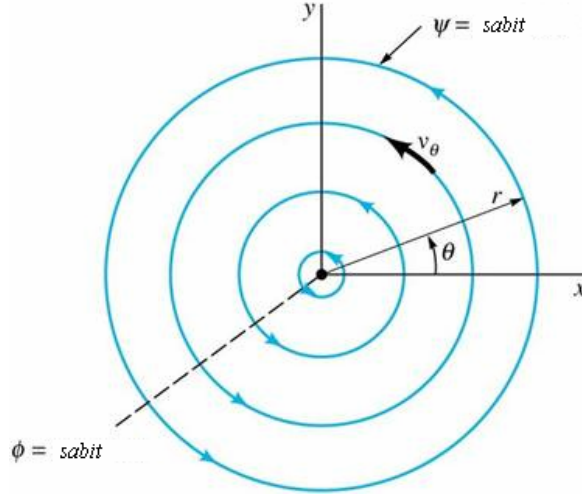
denklemlerde belirtilen  $\kappa$  dubletin şiddetini belirtmektedir ve  $l \cdot \Lambda$ 'ya eşittir.

### 2.2.6.1.5.4 Vorteks Akışı



Şekil. 2.24 Vorteks Akışı- Akım ve Potansiyel Çizgileri

Her bir akım çizgisinin eş merkezli çemberlerden oluştuğu akış tipidir. Aynı akım çemberi üzerinde hızlar eşit olmakla beraber yarıçapla beraber hız artmaktadır. Radyal ve teğetsel bileşenleri bulunmaktadır.



Şekil. 2.25 Vorteks Akışı ve Özellikleri

$$V_{\theta} = \frac{\text{sabit}}{r} = \frac{C}{r}$$

C sabitini elde etmek için r çaplı akım çizgisindeki sirkülasyona bakılırsa

$$\Gamma = -\oint_C V \cdot ds = -V_{\theta}(2\pi r)$$

$$V_{\theta} = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

bu iki denklem karşılaştırılırsa

$$C = -\frac{\Gamma}{2\pi} \quad (51)$$

olarak bulunur.

Vorteks akışı merkez noktası haricinde rotasyonel olmayan akıştır. Merkez noktada ise tekillik sözkonusudur. Hız potansiyeli şu şekilde elde edilir.

$$\frac{\partial \phi}{\partial r} = V_r = 0$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} = V_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (52)$$

İntegre edilirse

$$\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (53)$$

vorteks akışı için hız potansiyeli elde edilir.

Akım fonksiyonu da benzer şekilde

$$\psi = \frac{\Gamma}{2\pi} \ln r \quad (54)$$

elde edilir.

### 2.2.6.2 Viskoz Akış

Viskozite etkilerinin ihmal edilmediği gerçek hayattaki akıştır. Viskoz olmayan akış ideal akış olarak, viskoz akış ise gerçek akış olarak adlandırılır. Viskoz akış sayesinde sürükleme, taşıma, sınır tabaka ve benzeri birçok fiziksel olay gerçekleşir.

#### 2.2.6.2.1 Newton Teoremi

Genelde her akışta tabakalar arasında hız farkı bulunur ve tabakalar arasındaki farklı kayma gerilmeleri viskozitenin bir sonucudur. Isaac Newton doğrusal, uniform, ve paralel akışta kayma gerilmesi  $\tau$ , ile tabakalar arasındaki hız gradyentinin,  $\partial u / \partial y$ , tabakalara dik doğrultuda orantılı olduğunu keşfetmiştir.

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad (55)$$

denklemdaki  $\mu$  sabiti dinamik viskozite sabitidir. Hava, su ve birçok akışkan Newtonian karakter gösterir. Dinamik viskozitenin birimi Pa.s olup hava için değeri  $1.827e-5$ 'dir.

Viskoz akış için stres bileşenleri şu şekilde tarif edilir [Anderson, 1999].

$$\sigma_{xx} = -p + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \quad (56)$$

$$\sigma_{yy} = -p + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \quad (57)$$

$$\sigma_{zz} = -p + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \quad (58)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (59)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (60)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (61)$$

### 2.2.6.3 Sıkıştırılmaz Akış İçin Navier-Stokes Çözümlenmeleri

Navier-Stokes denklemleri akışkan parçacıklarının hareketini ifade eden ve Claude-Louis Navier ve George Gabriel Stokes'un çalışmalarından ismini almış olan akışkanlar mekaniğinin en önemli yapıtaşlarından biridir. Bu denklemler sonsuz küçük akışkan hacmi için momentum değişimini viskoz kuvvetler, basınç değişimleri, yerçekimi, ve akışkanın iç kuvvetlerinin toplamı şeklinde ifade eder. Newtonun 2. kanununun bir uygulamasıdır. Akışkan mekaniğindeki birçok olayın açıklanmasında doğrudan kullanılan denklemlerdir. Okyanus akışlarının modellenmesi, boru içi akış, kanat etrafındaki akış, akışkan mekaniği ile ilgili olmamakla beraber yıldızların galaksilerindeki hareketinin hesaplanmasında bu denklemler kullanılır. Navier-Stokes denklemlerinin tam veya kısmi olarak kullanılmasıyla uçaklar tasarlanmakta, kan akışı modellenmekte, enerji santralleri kurulmaktadır.

Navier-Stokes denklemleri diferansiyel denklemlerdir ve cebrik denklemlerin tersine bir akıştaki parametreler arasında açık ve doğrudan ilişkilere yol açmazlar. Açık

ilişkilerden ziyade parametreler arasındaki oran değişimlerini ifade ederler. Mesela, ideal akış için Navier-Stokes denklemleri ivmenin (hızın değişim oranı) basınç gradyenti (çok değişkenli türev) ile orantılı olduğunu ifade eder.

Navier-Stokes denklemleri lineer-olmayan kısmi türevli diferansiyel denklemlerdir. Doğrusal-olmama hali denklemlerin çözümünü zor veya imkansız kılar ve türbülansın sebeplerinden biri de budur.(wikipedia, 2008)

#### 2.2.6.4 Sıkıştırılmaz Akış için Navier-Stokes Denklemleri

Sıkıştırılmaz akış ve sabit viskozite varsayımı ile Navier-Stokes Denklemleri

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + v \cdot \nabla v \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 v + f \quad (62)$$

şeklindedir.  $\frac{\partial v}{\partial t}$  terimi steady olmayan ivmelenmeyi,  $v \cdot \nabla v$  konvektif ivmelenmeyi,

$-\nabla p$  basınç gradyentini,  $\mu \nabla^2 v$  viskoz etkilerini ve  $f$  'de diğer kuvvetleri ifade eder.

Bu denklemde sadece konvektif ivmelenme terimi nonlineariteye yol açar.

Kartezyen koordinatlarda sıkıştırılmaz akış için Navier-Stokes denklemi

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + \rho g_x \quad (63)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + \rho g_y \quad (64)$$

$$\rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + \rho g_z \quad (65)$$

şeklindedir. Navier-Stokes denklemlerinin curl'unun alınması ile basınç terimleri elenir. İlk önce akış 2-Boyuta indirgenirse akış için denklem

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) + \rho g_x \quad (66)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) + \rho g_y \quad (67)$$

formundadır. İlk denklem y'ye, ikinci denklem x'e göre türetilirse ve çıkan denklemler birbirinden çıkarılırsa basınç terimleri ve kuvvet terimleri elenir. Akım fonksiyonu  $\psi$

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}$$

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x}$$

olduğu hatırlanırsa kütle süreklilik denklemi her halukarda sağlanır ve 2-Boyutlu sıkıştırılmaz Newtonian akış denklemleri ve kütle korunum denklemleri tek bir denkleme indirgenebilir.

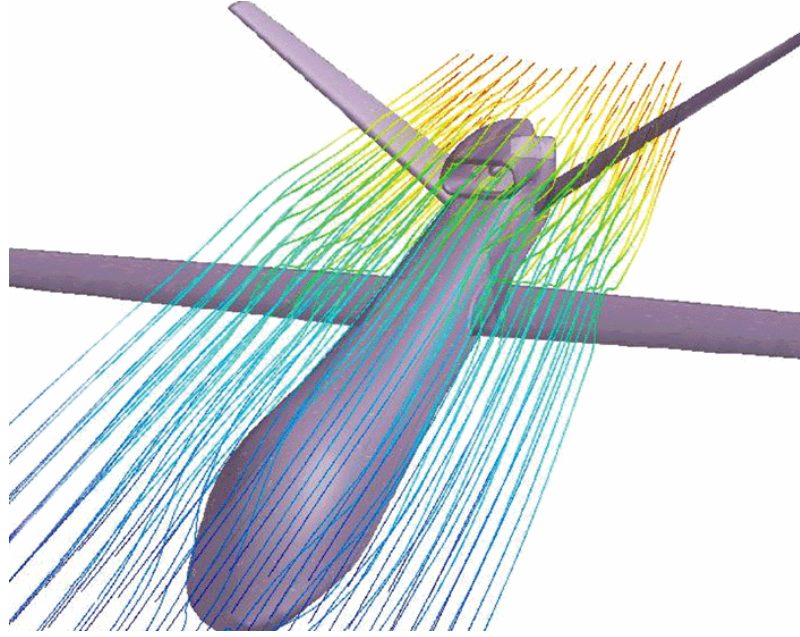
$$\frac{\partial}{\partial t} (\nabla^2 \psi) + \frac{\partial \psi}{\partial y} \frac{\partial}{\partial x} (\nabla^2 \psi) - \frac{\partial \psi}{\partial x} \frac{\partial}{\partial y} (\nabla^2 \psi) = \nu \nabla^4 \psi \quad (68)$$

$\nabla^4$  terimi biharmonik operatör olarak adlandırılır ve  $\nu$ 'de kinematik viskozitedir. Elde edilen denklem uygun sınır koşulları ile 2-Boyutlu akışı ifade etmek için yeterli bir denklemdir [Anderson, 1999].

### 2.2.6.5 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Akışkanlar mekaniğinin kollarından biri de hesaplamalı akışkanlar dinamiğidir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği sayısal yöntemler ve algoritmalar kullanarak akış problemlerinin çözümünü ve analizini sağlayan metodların tümüdür. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile akışkanlar mekaniğindeki kısmi diferansiyel denklemler çözülür. Elektronik ve bilgisayar teknolojilerindeki hızlı ilerlemeye bağlı olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği de hızlı bir gelişim kaydetmiştir ve akışkanlar mekaniğinin yükselen yıldızıdır. Mühendislikte akışkanlar ile kompleks yüzeylerin etkileşimini simüle etmek için gereken hesaplama bilgisayarlar vasıtası ile yapılmaktadır. Süper bilgisayarlara ve basitleştirilmiş denklemlere rağmen hala birçok problemde ancak yaklaşık sonuçlar elde edilmektedir. Transonik ve türbülans akışları gibi akışkanlara yönelik hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlenmeleri

üzerine hala yoğun şekilde çalışılmaktadır. Çalışma sonuçları rüzgar tüneli deneyleri ile tutarlı hale getirilmeye çalışılmaktadır. (wikipedia)



Şekil. 2.26 UAV Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Görüntüsü [Fluent, 2008].

Hesaplamalı akışkanlar mekaniğinde çözümüne odaklanılan temel denklemler her tür tek-fazlı akışı açıklamaya yeterli olan Navier-Stokes denklemleridir. Navier-Stokes denklemleri de kısmi diferansiyel denklemlerdir. Uzun yıllardan beri süren çalışmalar sonucunda Navier-Stokes denklemlerinin birçok hali yüksek düzeyli başarı oranlarında çözülebilmektedir.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözüm adımları şu şekildedir.

- Problemin geometrisi (fiziksel sınırlar) tanımlanır.
- Akışkan hacmi küçük parçalara bölünür. Bu parçalara mesh denir. Mesh eşit veya eşit olmayan büyüklükteki parçalardan oluşabilir.
- Fiziksel model tanımlanır. Problemin çözümünde etkin rol oynayan parametreler ve kabuller ifade edilir. Hareket denklemleri, entalpi, vb.
- Sınır koşulları ifade edilir. Akışkanın karakteri ve problem sınırlarındaki davranışı açıklanır. Zamana bağlı problemlerde başlangıç koşulları belirtilir.

- Simülasyona başlanır ve denklemler iteratif şekilde çözülür.
- Sonuçların değerlendirilmesi ve görselleştirilmesi için postprocessor kullanılır ve hesaplamalı akışkanlar mekaniğinin görevi sona erer.

Hesaplamalı akışkanlar mekaniğinde denklem çözümlerinde sonlu elemanlar, sonlu hacimler, sonlu farklar, sınır elemanları metodu gibi birçok yöntem kullanılmaktadır. Bunlar arasında en çok tercih edileni sonlu hacimler yöntemidir. (wikipedia, 2008)

#### **2.2.6.6. Sınır Şartları**

Hesaplamalı akışkanlar mekaniği yazılımında kullanılan model Şekil.2.27 'deki gibidir. Sınır şartları ise şu şekildedir.

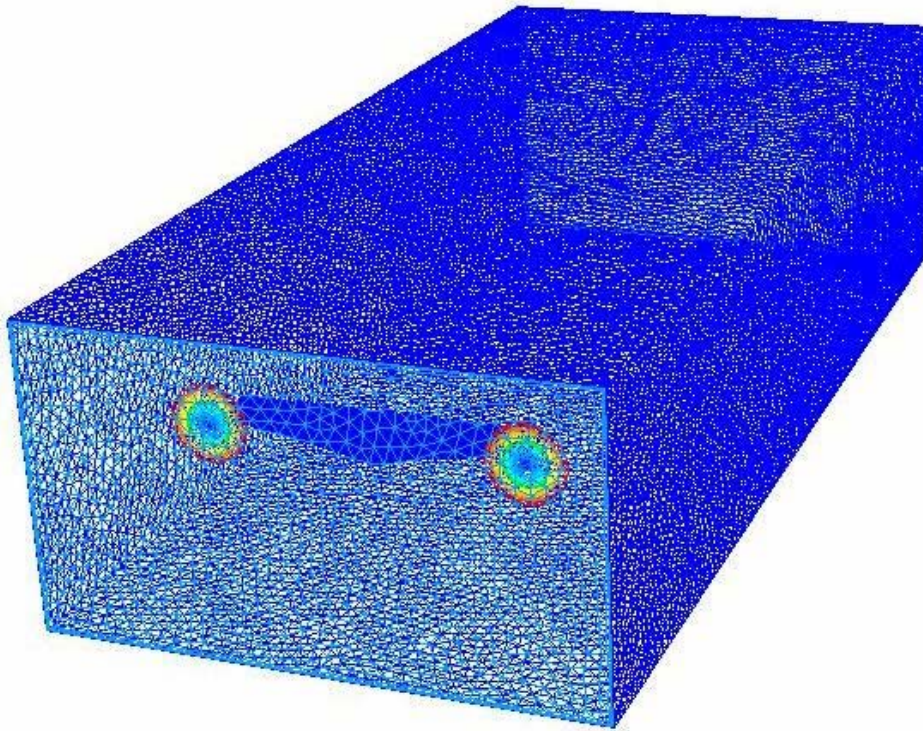
Serbest Hava Akış Hızı: 3 m/s

Uçak Uçuş Hızı: 0 m/s

Rüzgar Tüneli Sonu Gage Basıncı: 0 atm

Motor Modellemesi: Motorlar pervane alanı üzerinden modellenmiştir. Sahip oldukları hacim motor olarak tanımlanmıştır. Hacmin içinde dönen shaft, shaftın hız ve motordan saniyede geçecek olan hava miktarı girilmesi gereken parametrelerdir. Uçağın motor dönüş hızları 1000 rpm olarak seçilmiştir. Motorlar arası devir farkı ise 100'er rpm farkla artırılarak analizler yapılmıştır.

Hava modeli olarak da sıkıştırılmaz hava modeli seçilmiştir. Uçağın hızı oldukça düşüktür ve sıkıştırılmaz akış hesaplamaları daha kolaydır. Rüzgar tüneli modelinin ağ yapısı ise şekil.2.27 'deki gibidir.



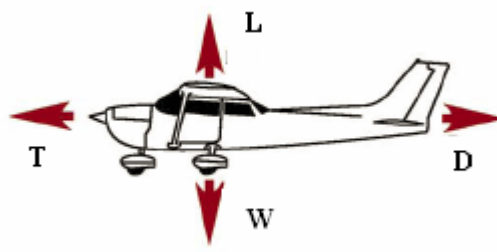
Şekil.2.27 Ağ Modeli

#### 2.2.6.7. Analiz Sonuçları

Analiz sonuçlarının incelenmesinden önce uçak için en önemli parameterlerden biri olan motor oturma açısı belirlenmelidir. İdeal motor oturma açısının bulunması uçaktan maksimum taşıma veriminin alınmasını sağlayacaktır. Motorun oturma açısına bağlı olarak tepki kuvvetinin bir bölümü ile sürüklenme kuvveti dengelenecek, diğer bölümü ile de taşımaya yardımcı olunacaktır. Ayrıca oturma açısı ile motorlarda devir farkı yaratıldığında uçağın yatışı arasında da doğrudan ilişki vardır.

Geleneksel bir uçakta seyir uçuşunda motor itkisi ile sürüklenme kuvveti dengelenir, taşıma kuvveti ile de ağırlık kuvveti dengelenir. Bu durum için

$$\begin{aligned} T - D &= 0 \\ L - W &= 0 \end{aligned} \quad (69)$$

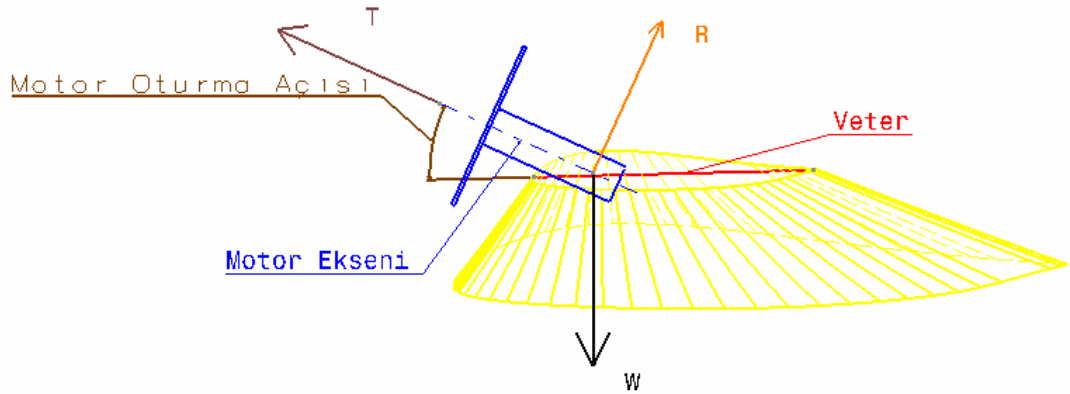


Şekil.2.28 Klasik Uçakta Seyir Uçuşu Kuvvetleri [Anderson and Eberhandt,2001].

dır. Ancak motorun açılı oturduğu uçaklarda denge denklemleri

$$\begin{aligned} T \cdot \cos \alpha - D &= 0 \\ T \cdot \sin \alpha + L - W &= 0 \end{aligned} \quad (70)$$

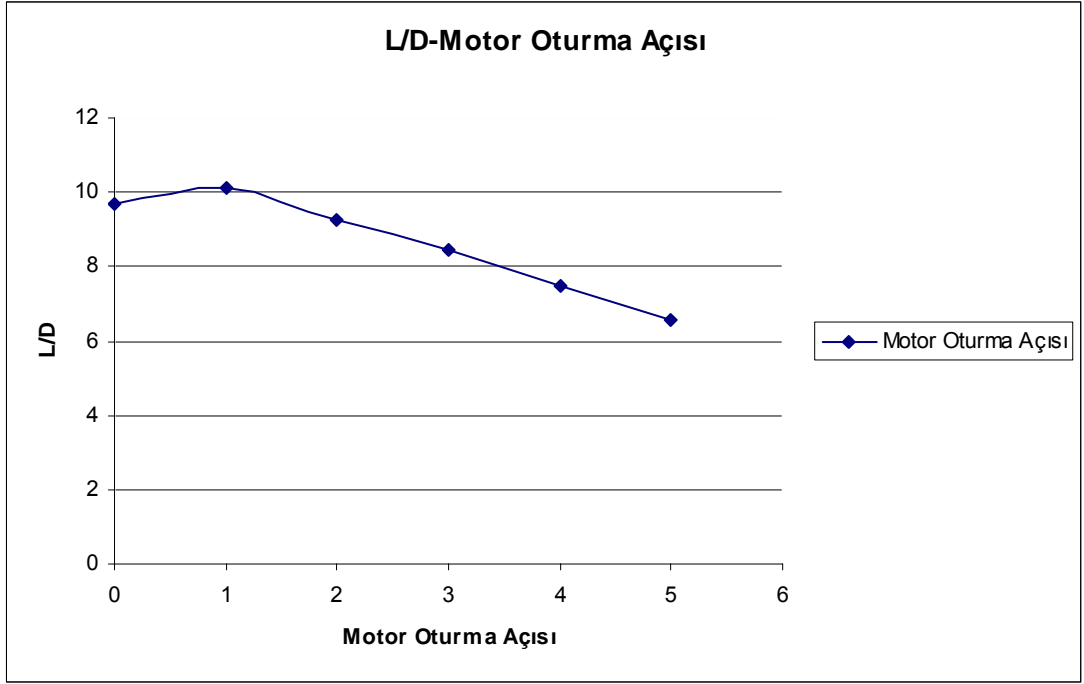
şeklinindedir. Denklemlerde de gözüktüğü gibi oturma açısı  $\alpha$  uçağın performansına doğrudan etkilidir.



Şekil.2.29 Motor Oturma Açısı

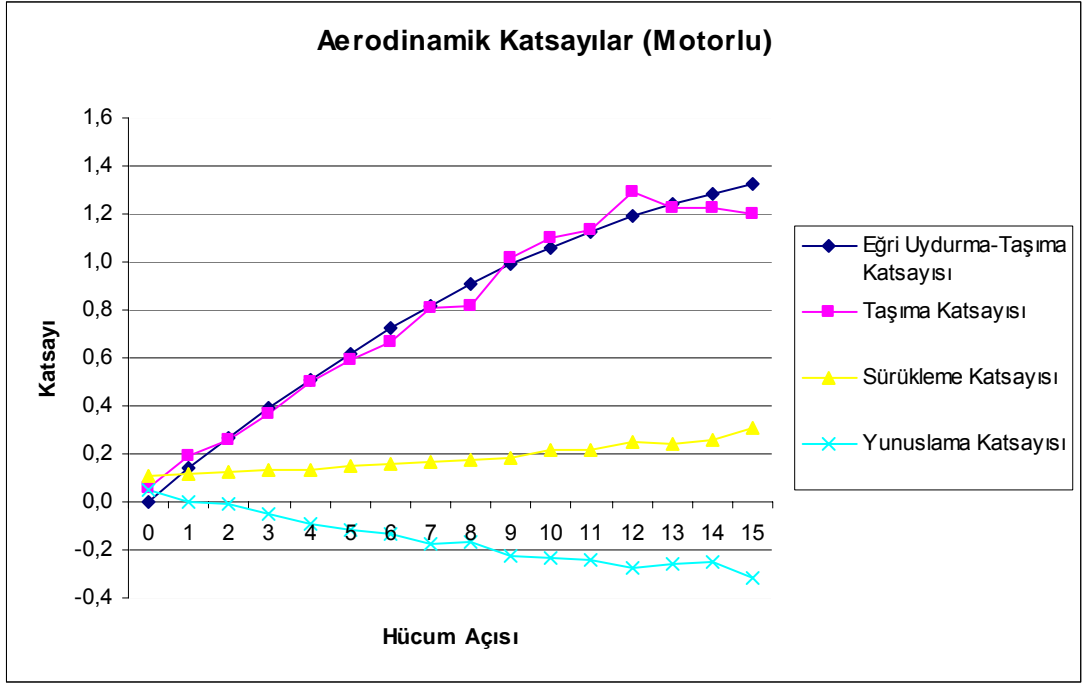
Yapılan çalışma için ideal motor oturma açısı analizler yoluyla elde edilmiştir. Yapılan analizler sonucunda ideal motor oturma açısı  $1^\circ$  olarak bulunmuştur. Analiz sonuçları Şekil 2.30'da görülmektedir.

$1^\circ$  oturma açısında tasarımın L/D oranı maksimumdur.

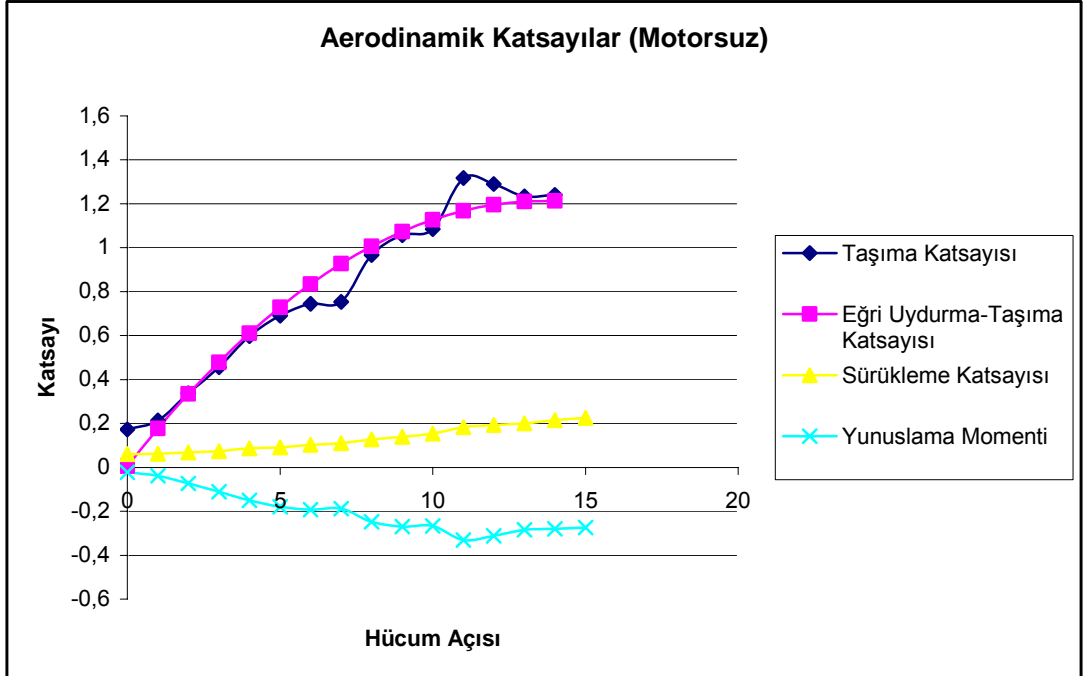


Şekil.2.30 Motor Oturma Açısı – L/D Grafiği

Uçağın en önemli performans göstergelerinden taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları motorlu ve motorsuz uçaklar için Şekil 2.31 ve Şekil 2.32 'de görülmektedir. Veriler incelendiğinde Eppler kanat profilinin karakteristiğine (Şekil.7-8) benzediğini göstermektedir. Bu bakımdan elde edilecek taşıma kuvveti ve maruz kalınacak sürüklenme kuvveti hesaplanan değerler kadar olacaktır. Moment katsayısı da uçağın kararlılığına pozitif etki edecek biçimdedir. Moment katsayısı Eppler profilinin karakteristiğine uygundur. Öyleyse boyuna kararlılıkta Eppler profilinin karakteristiğine uyacaktır.

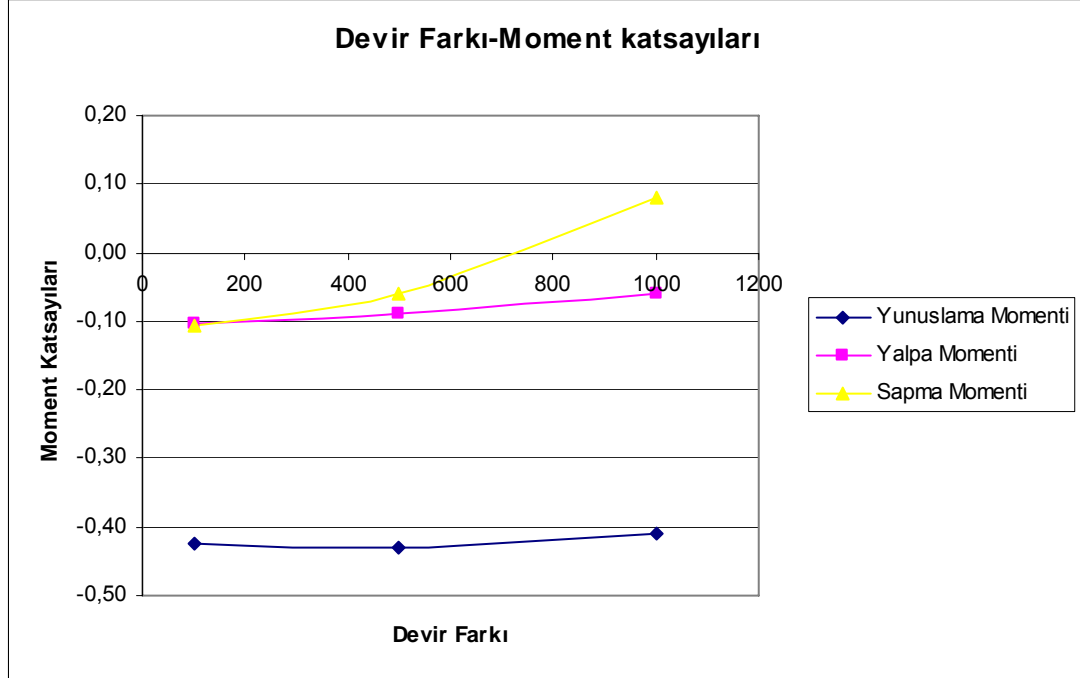


Şekil.2.31 Motorlu Tasarım için  $C_l$ - $C_d$ - $C_m$  Katsayıları – Açılı Grafiği



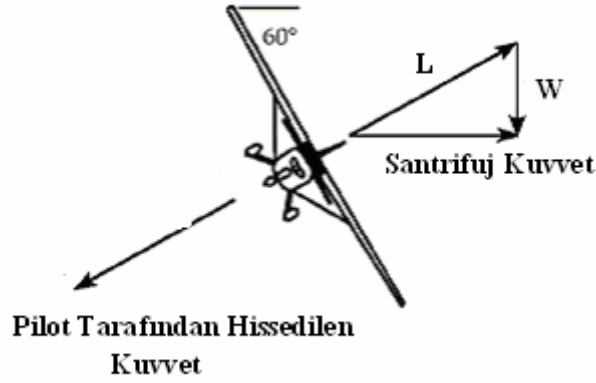
Şekil.2.32 Motorsuz Tasarım için  $C_l$ - $C_d$ - $C_m$  Katsayıları – Açılı Grafiği

Uçak motorlu uçacağından motorlu taşıma katsayısı-açı grafiği daha anlamlıdır. Şekil 2.31’de görüldüğü üzere 12 derecede maksimum taşıma katsayısına erişilmekte ve bu açıdan sonra tutunma kaybı görülmektedir.

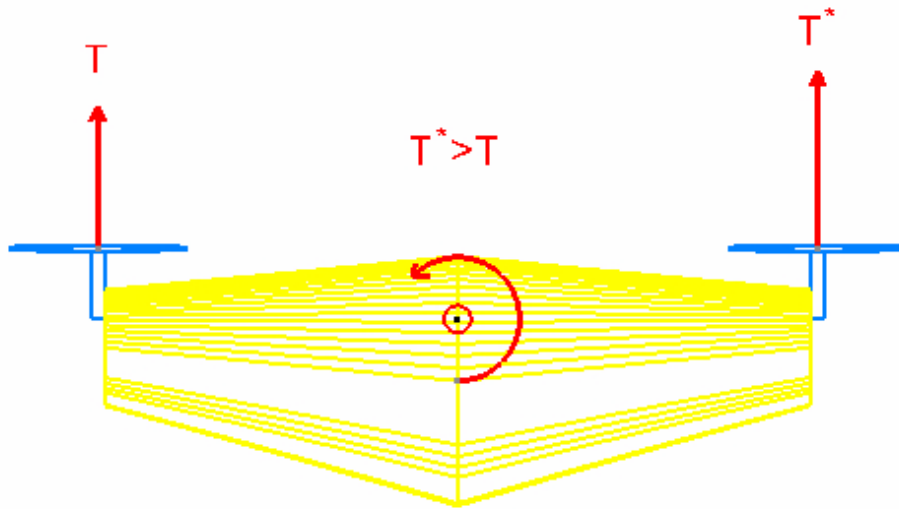


Şekil.2.33 Moment Katsayısı- Devir Farkı Grafiği

Şekil.2.33’de Moment Katsayısı-Devir farkı grafiğinde yalpa momentinin devir arttıkça neredeyse lineer şekilde arttığı, sapma moment katsayısının ise daha hızlı bir şekilde yükseldiği görülmektedir. Yani motorlar arası devir farkı arttıkça uçağımız daha çok devri fazla kanat tarafında ileri gitme eğilimi gösterecektir. Sapmaya kıyasla az miktarda da yatma gösterecektir. Ancak devirler eşitlendiği anda sapma duracak ve uçak yatay haline dönecektir, yani uçak yön değiştirmiş hale gelecektir. Uçak motorları arasında devir farkı olduğu müddetçe uçak hem yatacak hem de dönecektir.

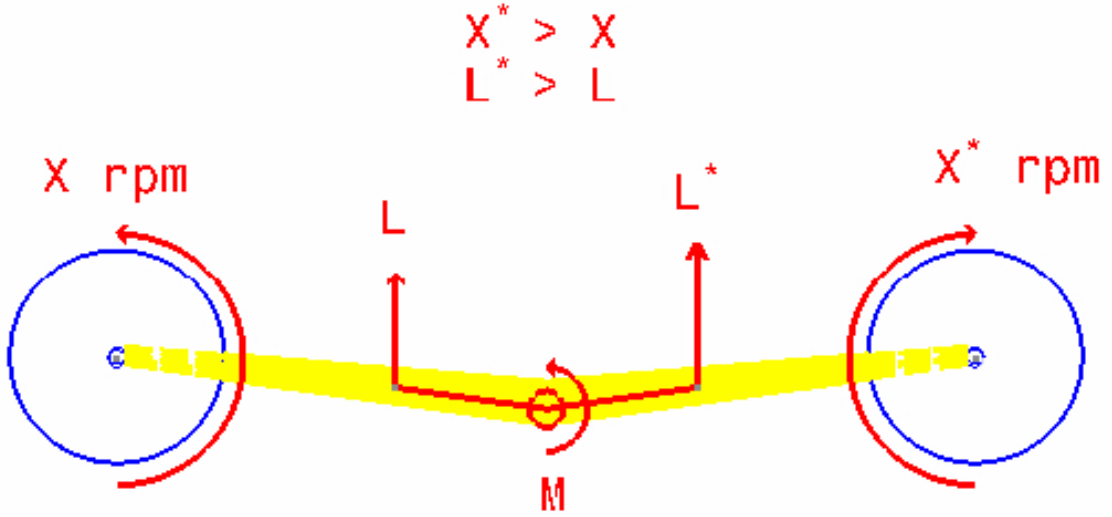


Şekil.2.34 Manevra Esnasında Etki Eden Kuvvetler [Anderson and Eberhandt, 2001].



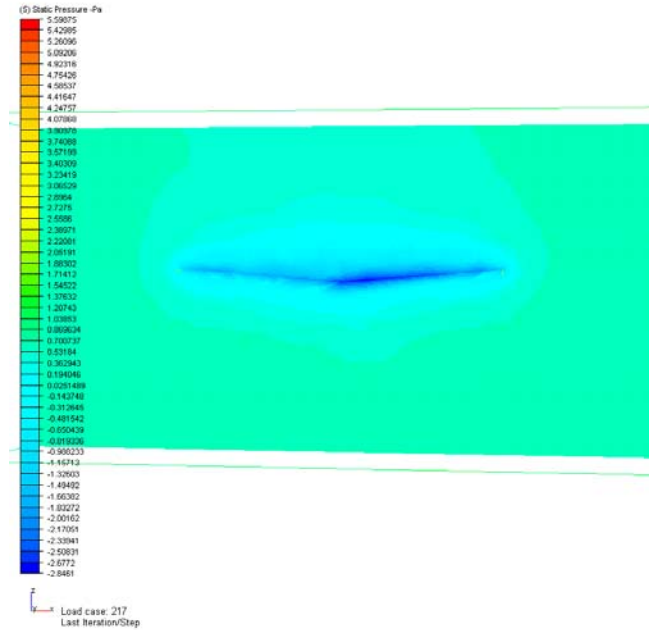
Şekil.2.35 Motor Devir Farkının Sapmaya Etkisi

Motorlardan herhangi birinde devir artırımına gidildiği zaman ilk önce uçak sapacaktır. Devri yüksek olan motorun itkisi artacak ve aerodinamik merkezdeki moment dengesini bozacaktır. (Şekil.2.35) Uçak sapmaya başlayacaktır. Devir farkı aynı zamanda taşıma performansını da etkileyecektir. Devri yüksek olan motorun bulunduğu kanattaki basınç farkları artacak, bu taşıma artışına sebep olacak ve kanat yükselme eğilimi gösterecektir. Oluşan taşıma artışı da aerodinamik merkez etrafında yalpa momenti oluşturacaktır. (Şekil.2.36)



Şekil.2.36 Motor Devir Farkının Yalpaya Etkisi

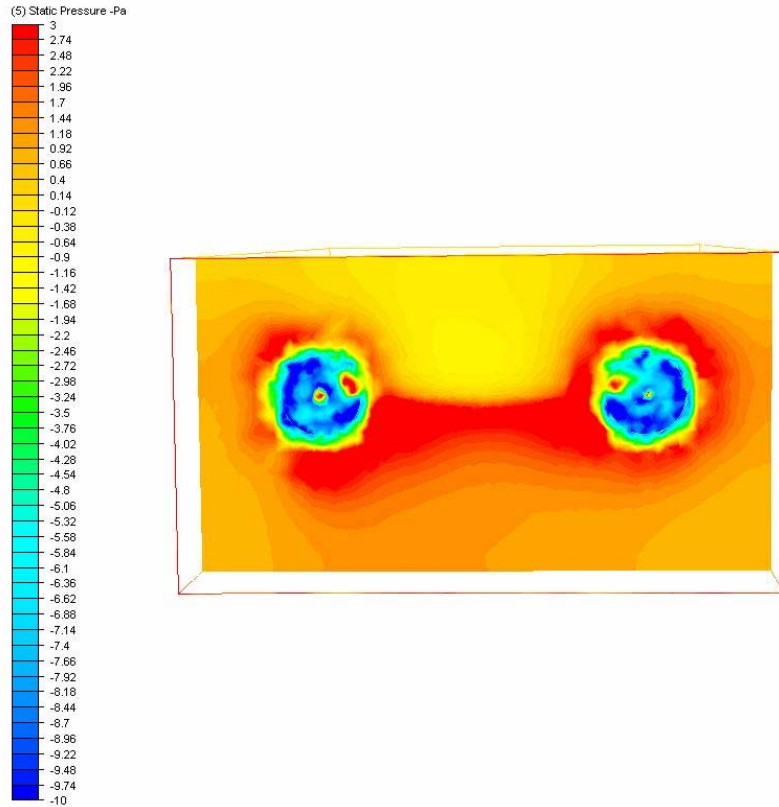
Tasarımın kontrolü aerodinamik kuvvet ve etkiler vasıtasıyla sağlanmaktadır. Uçan kanadın kontrolü aerodinamik etkilerle değilde elektronik devreler kullanılarak da sağlanabilirdi. Uçan kanadın gövdesine yerleştirilecek bir akselometre yardımıyla uçağın manevralarına ait her türlü kontrol için ihtiyaç duyulan bilgiye erişilebilirdi. Ancak bu çalışmada amaç aerodinamik olarak ve sadece motor tahriği ile kontrolü sağlamak olduğundan elektronik hiçbir sensör, algılayıcı veya devre kullanılmamıştır.



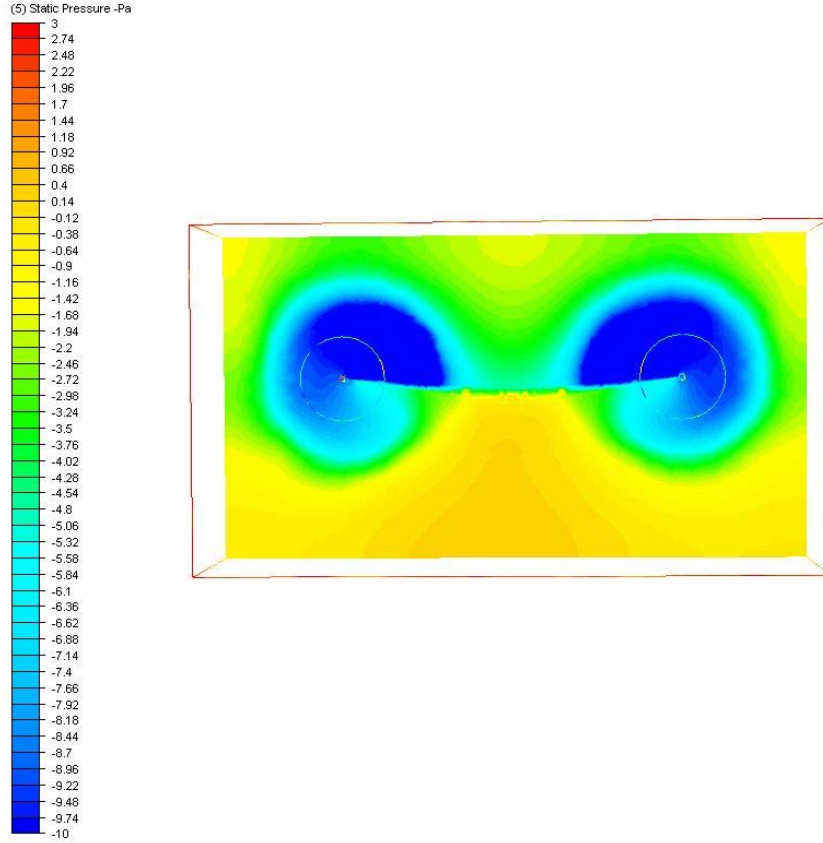
Şekil.2.37 Uçak Karşından Görünüş Basınç Dağılımı

Şekil.2.37’de analiz sonuçlarına göre uçağa karşıdan bakıldığı zaman uçak etrafındaki basınç dağılımı görülmektedir. Kanadın üzerindeki açık renkli bölge düşük basınç bölgesini işaret etmektedir. Ayrıca bu bölge eliptik şekle yakındır. Eliptik şekil minimum indüklenmiş sürüklemeye sebep olan şekildir. Motorlu uçan kanata karşıdan bakıldığında motor hizasında kanat altındaki yüksek basınç açıkça görülmektedir.(Şekil 2.38)

Motorlu uçan kanadın kanat üstü statik basınç görüntüleri de beklendiği gibidir. Kanat üstünde düşük basınç bölgeleri ve kanat altında yüksek basınç bölgeleri görülmektedir. (Şekil 2.39)

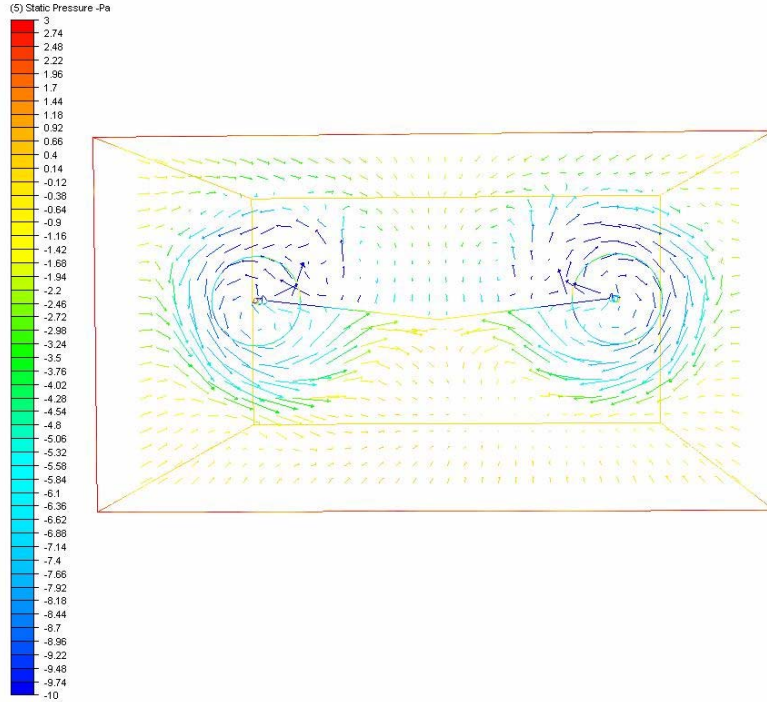


Şekil.2.38 Uçak Karşıdan Görünüş Motor Hızası Basınç Dağılımı

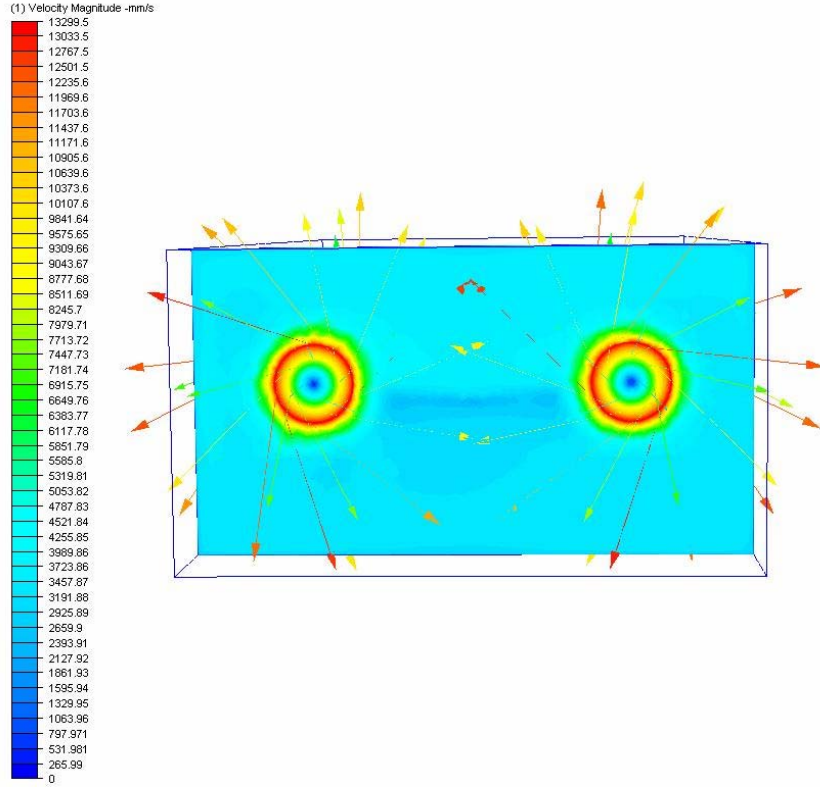


Şekil.2.39 Uçak Karşıdan Görünüş Kanat Üstü Basınç Dağılımı

Uçan kanada karşıdan bakıldığında hava sirkülasyonu incelenirse motor kuvveti ile havanın nasıl aşağıya savrulduğu net bir biçimde görülür.(Şekil 2.40) Aynı şekilde en dıştan da hava kanat üstüne doğru kaçmaya çalışmaktadır.

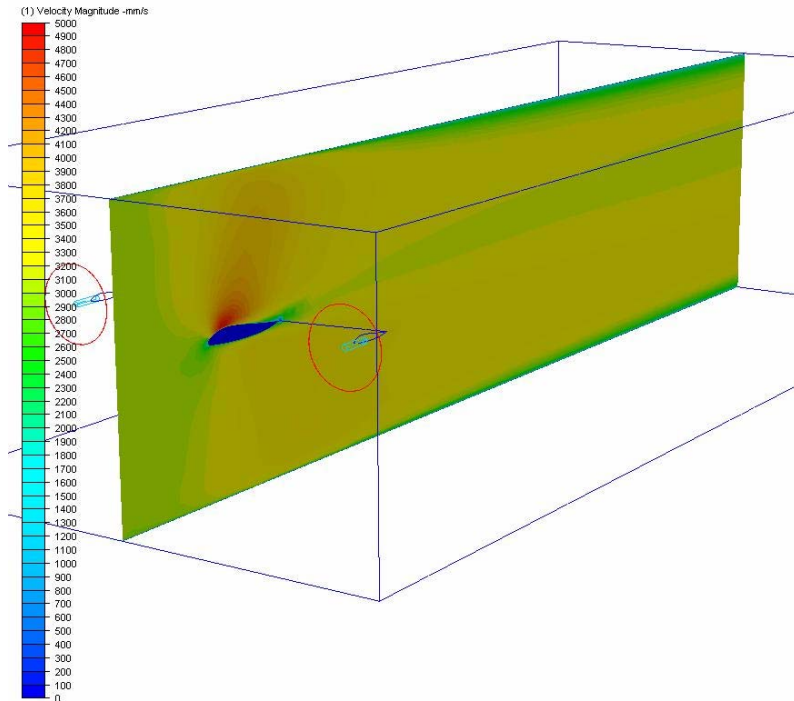


Şekil.2.40 Uçak Karşıdan Görünüş Basınç Dağılımı Vektör Görünümü



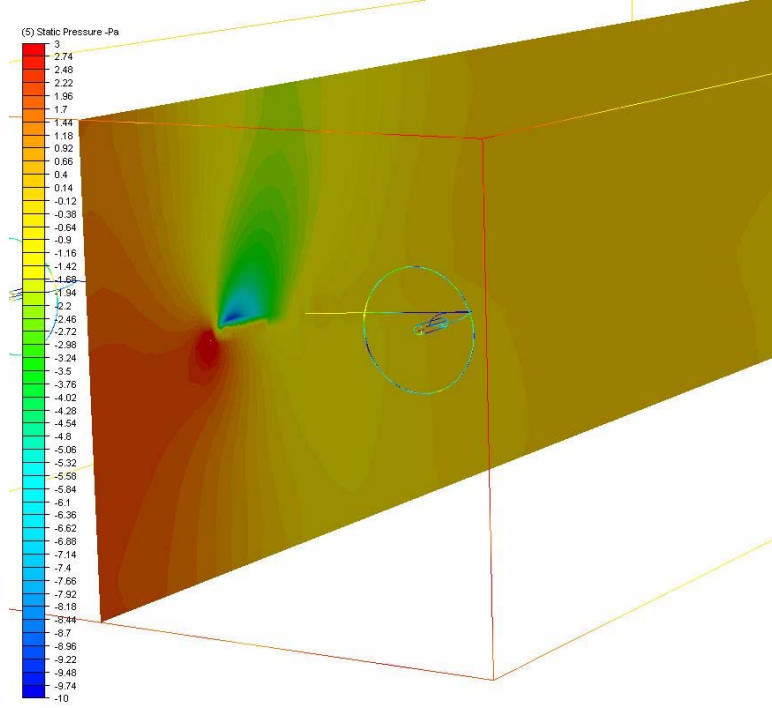
Şekil.2.41 Uçak Karşıdan Görünüş Hız Dağılımı Vektör Görünüm

Şekil 2.41’de hız görüntüsü incelendiğinde de motor tarafından savrulan hava görülmektedir. Ayrıca kanat üzerindeki hız değerinin kanat altındaki hız değerinden fazla olduğu anlaşılmaktadır.



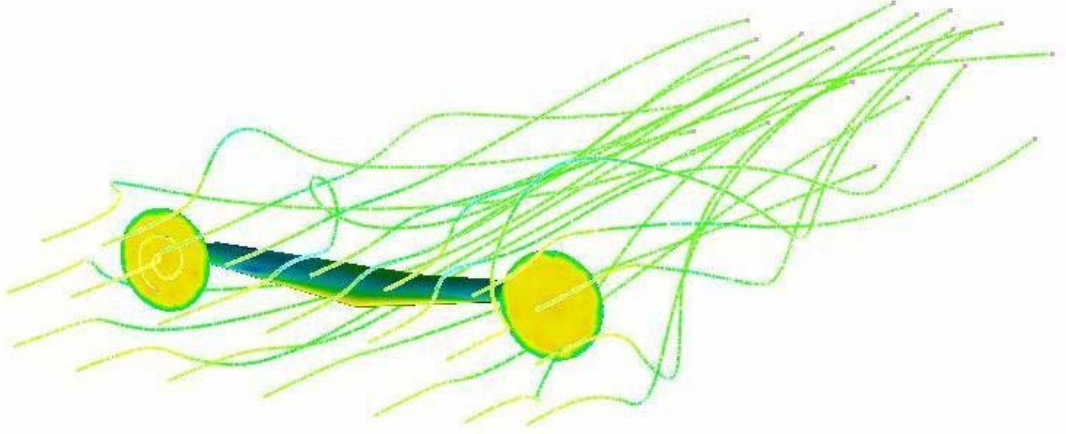
Şekil.2.42 Profil Etrafı Hız Dağılımı

Yandan kesit alınarak oluşturulmuş görüntüde de (Şekil.2.42) hava hızının, basıncın minimum olduğu, kanat üzerinde maksimum olduğu görülmektedir. Profilin firar kenarına doğru açık yeşil olarak görülen yerde ise akım ayrılması net biçimde ortadadır. Profilin durma noktası olan burnunda hız sıfır, basınç maksimumdur.



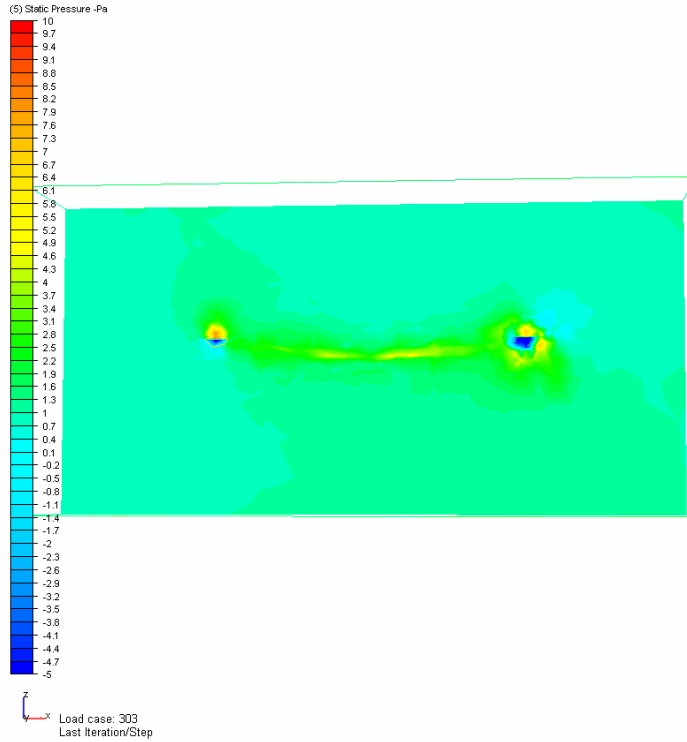
Şekil.2.43 Profil Etrafı Basınç Dağılımı

Şekil.2.43'de de kanat etrafındaki basınç dağılımı görülmektedir. Hız dağılımının tersi gibidir. Hızın maksimum olduğu yerlerde basınç minimum, hızın minimum olduğu yerlerde basınç maksimumdur. Şekilde de durma noktası basıncı maksimum olarak görülmekte, kanat üstü basınçları ise düşük değerleri belirtmektedir.



Şekil.2.44 Akım Çizgileri

Şekil.2.44 'de ise akım çizgileri yer almaktadır. Görüldüğü üzere akım motorlar tarafından bozunuma uğratılmakta, kanat etrafından ise profile uyumlu olarak geçmektedir.



Şekil.2.45 1000 rpm Devir Farkında Önden Basınç Dağılımı

Şekil 2.45'de motor devirlerinin farklı olması halinde ne olacağı açıkça görülmektedir. Sağdaki motor 1000 rpm daha hızlı dönmektedir. Bunun sonucunda sağ kanat üzerinde sol kanat üzerine nazaran daha yoğun bir alçak basınç bölgesi

görülmektedir. Aynı şekilde sağ kanat altında sol kanat altına nazaran daha yüksek basınç dağılımı görülmektedir. Bu basınç dağılımı sonucunda sağ kanat yükselecek ve ilerleyecektir.

### 3.SONUÇ

Tahrik kontrollü uçan kanat modeli kağıt üzerinde tasarlanmış, bilgisayar ortamında analizleri yapılmıştır. Sonuçlar üretilebilir olduğunu göstermektedir. Ancak her uçak tasarımında olduğu gibi gerçek rüzgar tüneli testine ihtiyaç vardır. Bu çalışma ile kavramsal olarak tahrik kontrollü kontrol yüzeyli uçan kanat tasarımı yapılmış, analizleri koşturulmuş ve sonuçları incelenmiştir. Tasarımda kontrol yüzeyi bulunmaması çalışmanın özgünlüğünü oluşturmaktadır. Uçağın aksel kontrolleri yalnız motor devirleri ile oynanarak sağlanmaktadır. Bu kapsamda böyle bir çalışma daha önce yapılmamıştır.

Uçak sahip olduğu kanat profili itibarıyla boyuna kararlı bir uçaktır. Simetrik oluşu diğer aksellerde bir kararsızlık olması durumunu engellemektedir. Motorlar arasında devir farkı yaratılarak uçağın yalpa ve sapma akselleri etrafında ki kontrolü sağlanabilmektedir. Ancak sapma miktarı yalpaya göre daha fazladır ki bu da motorların tahrik kuvveti ile direk bağlantılı olmalarından kaynaklanmaktadır. Yalpa miktarının kısıtlı olması sebebiyle uçağın manevraları kontrol yüzeyli uçaklara göre daha uzun süreli olacaktır.

Uçağın her iki motoru aynı anda aynı miktarda devir artırarak uçağın yükselmesi sağlanır. Hangi tarafa dönmek isteniyorsa tersi kanattaki motorunun devri artırılır. Bu dönüş hem sapma hem yalpa kazanma şeklinde olacaktır. Uçağın sadece yalpa ya da sadece sapma yapması ek kontrol yüzeyi olmadan kontrollü bir şekilde mümkün görülmemektedir.

Tasarımın kontrolü aerodinamik kuvvetler vasıtasıyla sağlanmış olup elektronik kontrol teçhizatlarından kaçınılmıştır. Motor hız kontrolörünü sayılmazsa hiçbir elektronik ünite bulunmamaktadır. Bu şekilde maliyet giderleri de oldukça düşürülmüştür. Kontrol yüzeyli bir uçan kanat tasarımında, her bir kontrol yüzeyi için bir servo gerekecekti. Her bir servonun kontrolü için uzaktan kumanda da ekstra kumanda üniteleri gerekir. Bütün bunlar da maliyeti oldukça artıran etkenlerdir.

Bundan sonraki çalışmalarda ölçekli ve küçük bir model üretilip teste tabi tutulmalıdır. Test sonucu verilere göre uçağın revizyon gerektiren yerleri tekrar tasarlanarak daha verimli uçan kanat üretilebilir.

## 4.ÖNERİLER

Yapılan çalışmadan elde edilen bilgiler ışığında, uçan kanadın dinamik modeli hazırlanabilir. Dinamik modelin hazırlanmasında performans grafiklerinden etkin şekilde yararlanılabilir. Dinamik modeli hazırlanmış ve kavramsal tasarımı yapılmış bir uçan kanat ise imalata hazırdır.

## KAYNAKLAR

- [1] Anderson, John D., (1999), "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw-Hill, USA
- [2] Raymer, Daniel P., (2001), "Aircraft Design: A Conceptual Approach.", AIAA, USA.
- [3] Fielding, John P., (1999) "Introduction to Aircraft Design", Cambridge Aerospace Series
- [4] Corke, Thomas C., (2002), "Design of Aircraft", Prentice Hall
- [5] McCormick, Barnes W., (1994) "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", John Wiley & Sons, New York
- [6] Eshelby, Martin E., (2000), "Aircraft Performance: Theory and Practice", Arnold Publish, London
- [7] Anderson, David; Eberhardt Scott, (2001), "Understanding Flight", Mc-Graw Hill
- [8] Burcham Frank., Fullerton Gordon (1991), "Controlling Crippled Aircraft - With Throttles", NASA Technical Memorandum
- [9] Bowers, Albion., (1998), "The Horten H X Series: Ultra Light Flying Wing Sailplanes", NASA
- [10] Bowers, Albion., (2006), "On the Minimum Induced Drag of Wings", NASA
- [11] Jonckheere, Edmond., Yu, Gwo-Ruey (1997) "H<sub>∞</sub> longitudinal control of crippled trijet aircraft with throttles only", Control Engineering Practice 6 sayfa 601-613
- [12] Francis, Barnhart; Michael, Cuipa; Daniel, Stefanik; Zachary, Swick (2004) "Micro-Aerial Vehicle Design with Low Reynolds Number Airfoil", Brigham Young University
- [13] Yükselen, Adil; "Aerodinamik Ders Notları Turuncu Kaplı Kitap", İ.T.Ü
- [14] Yüceil, Bülent; "Aerodinamik Ders Notları 2006", İ.T.Ü
- [15] Monogram Horten 229, (1983)
- [16] American Institute of Aeronautics and Astronautics (2008), [www.aiaa.com](http://www.aiaa.com)
- [17] Gökmen Model Uçak (2008), <http://www.gokmenmodelucak.com>
- [18] Maxx Resource for Name Brand RC Hobby Products, Parts and Accessories (2008), <http://www.maxxprod.com>
- [19] Basic Design of Flying Wing Models (2008), <http://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm>

- [20] Flying wings (2008), [http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n\\_o\\_d/weird\\_02.htm](http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n_o_d/weird_02.htm)
- [21] The Paoli Flying Wing (2008),  
<http://pagesperso-orange.fr/scherrer/matthieu/english/paolie.html>
- [22] CFD Flow Modeling Software & Solutions from Fluent (2008),  
[www.fluent.com](http://www.fluent.com)
- [23] Profili 2.0 – software for wing aerofoils (2008), [www.profil2.com](http://www.profil2.com)

## ÖZGEÇMİŞ

- Doğum Tarihi : 21.05.1980  
Doğum Yeri : Üsküdar/İSTANBUL  
Lise : 1992-1998 Gebze Anadolu Lisesi  
Lisans : 1998-2004 İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay  
Mühendisliği Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü  
  
Yüksek Lisans : Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik Fakültesi  
Tasarım İmalat Mühendisliği Anabilim Dalı